



TECHNICKÁ UNIVERZITA V LIBERCI
Fakulta strojní



Konstrukční prvky ve stavbě malých letadel

Bakalářská práce

Studijní program: B2301 – Strojní inženýrství
Studijní obor: 2301R000 – Strojní inženýrství

Autor práce: Jan Svoboda
Vedoucí práce: doc. Ing. Miroslav Malý, CSc.





TECHNICAL UNIVERSITY OF LIBEREC
Faculty of Mechanical Engineering ■

Design of parts in the small aircrafts

Bachelor thesis

Study programme: B2301 – Mechanical Engineering
Study branch: 2301R000 – Mechanical Engineering

Author: Jan Svoboda
Supervisor: doc. Ing. Miroslav Malý, CSc.



ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

(PROJEKTU, UMĚLECKÉHO DÍLA, UMĚLECKÉHO VÝKONU)

Jméno a příjmení: **Jan Svoboda**
Osobní číslo: **S11000083**
Studijní program: **B2301 Strojní inženýrství**
Studijní obor: **Strojní inženýrství**
Název tématu: **Konstrukční prvky ve stavbě malých letadel**
Zadávací katedra: **Katedra vozidel a motorů**

Z á s a d y p r o v y p r a c o v á n í :

Předmětem bakalářské práce je zpracování studie zaměřené na konstrukci malých letadel (a ultra lehkých) se zaměřením na progresivní konstrukční prvky.

1. Zpracujte rešerši stavby lehkých letadel a konstrukčního provedení nosných částí.
2. Posuďte konstrukce a technologie při stavbě lehkých letadel a navrhnete konstrukční úpravu nosníku.
3. Proveďte pevnostní kontrolu konstrukce (části konstrukce - nosníku) s využitím MKP.

Rozsah grafických prací: Podle pokynů konzultanta

Rozsah pracovní zprávy: 30-40 stran

Forma zpracování bakalářské práce: tištěná/elektronická

Seznam odborné literatury:

Doporučená literatura:

- [1] DANĚK, V. *Projektování letadel*, skriptum FSI VUT v Brně, Letecký ústav, 1993.
- [2] MEGSON T. H. G. *Aircraft Structures for Engineering Students*, Edward Arnold, London 1990, ISBN 0-7131-3676-6.
- [3] MERTL V. *Konstrukce a projektování letadel*, skriptum FSI VUT v Brně, Letecký ústav, 2000.
- [4] MIKULA J. *Konstrukce a projektování letadel I*, skripta ČVUT 2004, ISBN 80-01-03073-3.
- [5] MIKULA J. *Konstrukce a projektování letadel II*, skripta ČVUT 2005, ISBN 80-01-03338-4.
- [6] RAYMER, D. P. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, USA, 1992.

Vedoucí bakalářské práce: doc. Ing. Miroslav Malý, CSc.
Katedra vozidel a motorů

Datum zadání bakalářské práce: 15. listopadu 2015

Termín odevzdání bakalářské práce: 15. února 2017

prof. Dr. Ing. Petr Jenfeld
děkan



Ing. Robert Voženílek, Ph.D.
vedoucí katedry

V Liberci dne 15. listopadu 2015

Prohlášení

Byl jsem seznámen s tím, že na mou bakalářskou práci se plně vztahuje zákon č. 121/2000 Sb., o právu autorském, zejména § 60 – školní dílo.

Beru na vědomí, že Technická univerzita v Liberci (TUL) nezasahuje do mých autorských práv užitím mé bakalářské práce pro vnitřní potřebu TUL.

Užiji-li bakalářskou práci nebo poskytnu-li licenci k jejímu využití, jsem si vědom povinnosti informovat o této skutečnosti TUL; v tomto případě má TUL právo ode mne požadovat úhradu nákladů, které vynaložila na vytvoření díla, až do jejich skutečné výše.

Bakalářskou práci jsem vypracoval samostatně s použitím uvedené literatury a na základě konzultací s vedoucím mé bakalářské práce a konzultantem.

Současně čestně prohlašuji, že tištěná verze práce se shoduje s elektronickou verzí, vloženou do IS STAG.

Datum:

Podpis:

Poděkování

Tímto bych chtěl poděkovat všem těm, co se na této podíleli. Předně bych chtěl poděkovat majiteli firmy Ultralight design panu Miroslavu Novotnému za přínosnou spolupráci.

Abstrakt

Tato bakalářská práce pojednává o konstrukčních provedeních jednotlivých komponent malých letounů. Řeší problematiku legislativy pro vývoj a konstrukci letounů. Dále pak použité materiály, které se uplatňují při stavbě letounů, se zaměřením na kompozitní materiály.

V praktické části je popsána tvorba a vývoj nového dílu ultralehkého letounu. Tento díl je z kompozitu a nahrazuje nevyhovující díl. Je u nich proveden výpočet zatížení a jednoduchá simulace konečnými prvky a tyto díly jsou navzájem porovnány. Dále je popsán návrh konstrukce pro mechanickou zkoušku nového dílu

Klíčová slova:

Ultralehké letouny, letecké předpisy, kompozity, simulace

Abstract

This bachelor's thesis discusses the design of the individual components of small airplanes. It solves legislative issues for the development and construction of aircraft. Furthermore, the materials used, which are used at building airplanes, focusing on composite materials.

The practical part describes the creation and development of a new part of the ultralight airplane. This part is a composite part and replaces inconvenient part. Load calculation and simple simulation using finite elements are realized here and these parts are mutually compared. The following describes a proposal for the construction of a new mechanical piece test.

Keywords:

Ultralight planes, airborne regulation, composite material, simulation

Obsah

1	ÚVOD	17
2	LETADLO	18
2.1	Typy letadel dle EU	18
2.1.1	Druhy sportovního létajícího zařízení	19
2.2	Vývoj ultralightu	19
2.2.1	Prvotní návrh	19
2.2.2	Maketa	19
2.2.3	Výpočty	19
2.2.4	Prototyp	20
2.3	Požadavky letové způsobilosti	20
2.4	Hlavní části letounu	21
2.4.1.1	Drak letounu	21
2.4.2	Křídlo	22
2.4.2.1	Poloha křídla	22
2.4.2.2	Druhy konstrukce křídla	23
2.4.3	Trup	24
2.5	Řídící členy letounu	24
2.5.1	Křídélka	24
2.5.2	Vztlakové klapky	24
2.5.3	Ocasní plochy	25
2.5.4	Řízení	25
2.5.5	Pohonná soustava	25
2.5.6	Přistávací zařízení	26
2.5.7	Konstrukční materiály	26
2.6	Využití simulačních programů na stavbu a ergonomii letounu	27
3	PROGRESIVNÍ MATERIÁLY PRO VÝROBU LETADEL	29
3.1	Uhlík	29

3.2	Uhlíková vlákna	29
3.3	Materiály pro výrobu uhlíkových vláken	30
3.3.1	PAN	30
3.3.2	Výroba akrylonitrilu	30
3.3.3	Smoly, mezofáze	32
3.3.4	Aplikace uhlíkových vláken	33
3.3.4.1	Způsoby výroby uhlíkových dílů	34
3.4	Epoxidové pryskyřice	34
3.4.1	Druhy epoxidových skupin	35
3.4.2	Vytvrzování pryskyřic	35
4	EGO TRIKE	37
4.1	Úvod	37
4.2	Výpočty	38
4.3	Konstrukce páteřového nosníku	39
4.4	Parametry laminátů	39
4.5	Jednosedadlová verze Ego trike	40
4.5.1	Mechanické vlastnosti komponent	42
4.5.2	Výpočet silové zatížení páteřového nosníku bez vzpěrné přední trubky	45
4.5.3	Silové zatížení páteřového nosníku s přední vzpěrnou trubicí	47
4.6	Dvousedadlová verze Ego trike	51
4.7	Materiálové vlastnosti komponent	52
4.7.1	Výpočet silové zatížení bez přední trubky	54
4.7.2	Síly v prutech	54
5	NÁVRH ZKUŠEBNÍHO ZAŘÍZENÍ	58
5.1	Mechanická zkouška	58
5.2	Konstrukce zkušebního zařízení	58
6	ZÁVĚR	60

7	SEZNAM POUŽITÉ LITERATURY	61
8	PŘÍLOHY	64

Seznam obrázků

OBR. 1: DĚLENÍ LÉTAJÍCÍCH PROSTŘEDKŮ	18
OBR. 2: CHEMICKÝ VZOREC PAN VLÁKEN	30
OBR. 3: CHEMICKÁ REAKCE VEDOUcí K VÝROBĚ AKRYLONITRILU	30
OBR. 4: VÝROBA UHLÍKOVÝCH VLÁKEN	31
OBR. 5: PŘÍPRAVA SMOLY NA VÝROBU VLÁKEN	32
OBR. 6: SCHÉMA VÝROBY UHLÍKOVÝCH VLÁKEN ZE SMOLY	33
OBR. 7: CHEMICKÉ VZORCE EPOXIDOVÝCH SKUPIN	35
OBR. 8: DRUHY PÁTEŘOVÝCH NOSNÍKŮ	37
OBR. 9: TVAR NOVÉHO PÁTEŘOVÉHO NOSNÍKU A JEHO VNITŘNÍ USPOŘÁDÁNÍ	39
OBR. 11: VÝKRES S ROZMĚROVÝMI PARAMETRY DÍLŮ V ZÁVISLOSTI NA TĚŽIŠTI LETOUNU	41
OBR. 12: SCHEMATICKE USPOŘÁDÁNÍ NOSNÍKU BEZ VZPĚRNÉ TRUBKY	45
OBR. 13: SCHÉMA SILOVÉHO PŮSOBENÍ NA NOSNÍK BEZ VZPĚRNÉ TRUBKY	45
OBR. 14: ROZLOŽENÍ SÍLY	46
OBR. 15: DEFORMACE PÁTEŘOVÉHO NOSNÍKU BEZ PŘEDNÍ VZPĚRNÉ TRUBKY	46

OBR. 16: NAPĚTÍ PÁTEŘOVÉHO NOSNÍKU BEZ PŘEDNÍ VZPĚRNÉ TRUBKY.....	47
OBR. 17: SCHEMATICKÉ USPOŘÁDÁNÍ PÁTEŘOVÉHO NOSNÍKU	47
OBR. 18: SILOVÉ PŮSOBENÍ NA NOSNÍK.....	47
OBR. 19: ROZLOŽENÍ SIL DO URČENÝCH SMĚRŮ.....	49
OBR. 20: DEFORMACE PÁTEŘOVÉHO NOSNÍKU	50
OBR. 21: NAPĚTÍ PÁTEŘOVÉHO NOSNÍKU.....	50
OBR. 22: ZÁSTAVBA NOVÉHO NOSNÍKU DO DVOUSEDADLOVÉ VERZE EGO TRIKE	51
OBR. 23: VÝKRES S ROZMĚROVÝMI PARAMETRY VŮČI TĚŽIŠTI DVOUSEDADLOVÉ VERZE EGO TRIKE	51
OBR. 24: OZNAČENÍ UZLŮ, PRUTŮ A UMÍSTĚNÍ ÚHLŮ.....	55
NOVÉHO PÁTEŘOVÉHO NOSNÍKU	55
OBR. 25: SIMULACE AXIÁLNÍ SÍLY V PRUTOVÉ SOUSTAVĚ	56
OBR. 26: DEFORMACE NOVÉHO PÁTEŘOVÉHO NOSNÍKU.....	56
OBR. 27: DEFORMACE KOSTRY UVNITŘ PÁTEŘOVÉHO NOSNÍKU	57
OBR. 28: AXIÁLNÍ NAPĚTÍ KOSTRY UVNITŘ PÁTEŘOVÉHO NOSNÍKU	57
OBR. 29: NÁVRH ULOŽENÍ PÁTEŘOVÉHO NOSNÍKU.....	59
OBR. 30: DEFORMACE ULOŽENÍ NOSNÍKU	59

Seznam tabulek

TAB. 1: PŘEDPISOVÉ BEZPEČNOSTI PRO JEDNOTLIVÉ DÍLY	21
TAB. 2: MAXIMÁLNÍ SÍLY PRO ŘÍZENÍ LETOUNU	25
TAB. 3: CHEMICKÉ SLOŽENÍ VLÁKEN PŘI JEDNOTLIVÝCH TECHNOLOGICKÝCH OPERACÍCH.....	32
TAB. 4: MECHANICKÉ VLASTNOSTI UHLÍKOVÝCH VLÁKEN.....	40
TAB. 5: MECHANICKÉ VLASTNOSTI EPOXIDOVÉ PRYSKYŘICE	40
TAB. 6: HMOTNOSTI DÍLŮ A JEJICH NORMATIVNÍ SÍLY	41
TAB. 7: TABULKA VZDÁLENOSTÍ A ÚHLŮ JEDNOTLIVÝCH KOMPONENT	41
TAB. 8: MECHANICKÉ VLASTNOSTI PŘEVLEKU.....	42
TAB. 9: MECHANICKÉ VLASTNOSTI VLOŽKY Ø 46MM	43
TAB. 10: MECHANICKÉ VLASTNOSTI VLOŽKY Ø 42MM.....	43
TAB. 11: MECHANICKÉ VLASTNOSTI VLOŽKY Ø 44MM.....	44
TAB. 12: MECHANICKÉ VLASTNOSTI VLOŽKY Ø 38MM.....	44
TAB. 13: SILOVÉ PŮSOBENÍ NA NOSNÍK.....	46
TAB. 14: PŮSOBÍCÍ SÍLY V SOUŘADNICOVÉM SYSTÉMU TRUBKY	46
TAB. 15: SÍLY PŮSOBÍCÍ NA NOSNÍK S PŘEDNÍ VZPĚRNOU TRUBKOU ...	49

TAB. 16: SÍLA TRANSFORMOVANÉ V SOUŘADNICOVÉM SYSTÉMU	
TRUBKY.....	50
TAB. 17: HMOTNOSTI KOMPONENT A JEJICH NORMATIVNÍ SÍLY	52
TAB. 18: JEDNOTLIVÉ VZDÁLENOSTI DÍLŮ OD TĚŽIŠTĚ LETOUNU	52
TAB. 19: MECHANICKÉ PARAMETRY OBALOVÉ VRSTVY	53
TAB. 20: MECHANICKÉ PARAMETRY U PROFILU	53
TAB. 21: MECHANICKÉ PARAMETRY VNITŘNÍ KOSTRY.....	53
TAB. 22: SILOVÉ PŮSOBENÍ NA NOVÝ PÁTEŘOVÝ NOSNÍK	54
TAB. 23: SILOVÉ PŮSOBENÍ NA VNITŘNÍ PRUTOVOU KOSTRU.....	56

Seznam použitých zkratek a symbolů

E	[Pa]	Modul pružnosti v tahu
F _(x)	[N]	Síly
g	[ms ⁻²]	Gravitační zrychlení
HM - uhlík		(High module) uhlíková vlákna s vysokým modulem pružnosti v tahu
HS - uhlík		(high strength) uhlíková vlákna s vysokou tažností
J _y	[mm ⁴]	Kvadratický moment průřezu
LAA		Letecká amatérská asociace
M _(x)	[Nm]	Moment
PAN		Polyakrylonitril
R _(x)	[N]	Reakce
U	[J]	Deformační energie
UNI		Jednosměrný uhlíkový roving
VRC		Uhlíková ponožka

1 Úvod

Tato práce má popsat a zhodnotit konstrukční prvky používané při stavbě malých letadel. V jednotlivých statích se zabírám konstrukčním řešením prvků, jako jsou křídla, trup, ovládací prvky či motor. U těchto komponent existuje množství variant a typů konstrukčních řešení.

Dále jsou zde popsány materiály, které se používají při konstrukci letounů, přičemž jsem se zaměřil na kompozitní materiály, přesněji na uhlíkové kompozity.

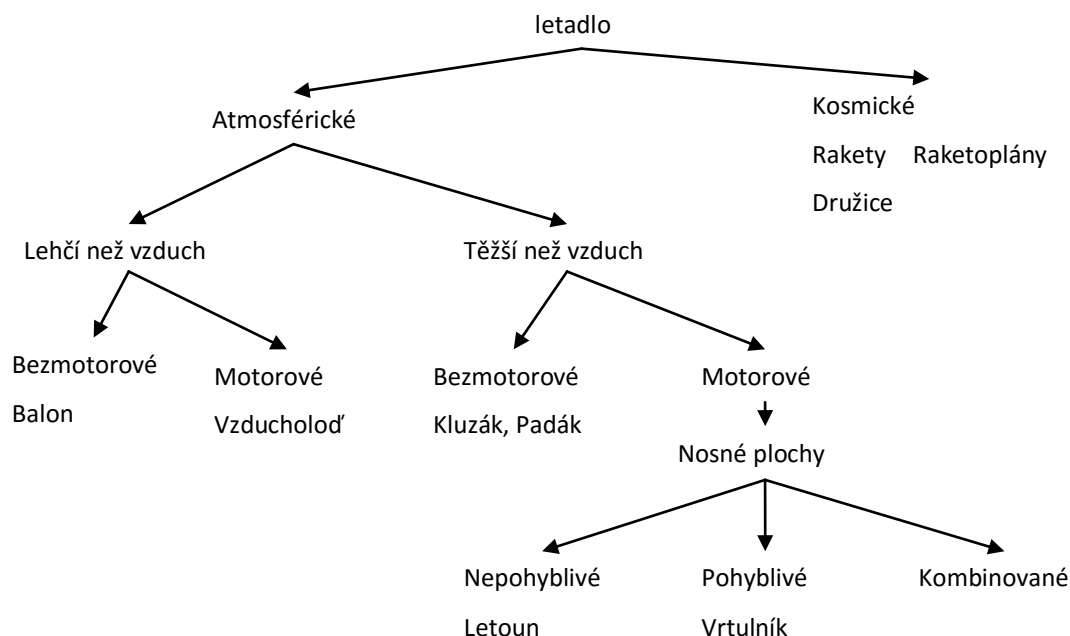
V neposlední řadě jsem se věnoval směrnícím leteckého úřadu, které nařizují letové parametry a mechanické zkoušky, které mají být na letounu provedeny, aby získal certifikát o letové způsobilosti.

V dalším oddíle řeším návrh a vývoj nového dílu ultralevého letounu. Tento díl spojuje křídlo s podvěsem a je vyroben z uhlíkového kompozitu. Tento díl by měl být použit při výrobě dvou typů ultralightu. Jedná se o jednosedadlovou a dvousedadlovou verzi letounu. Provedl jsem výpočet zatížení starého a nového dílu, a poté jsem vytvořil simulace deformace a napětí.

V závěru práce definuji možnou mechanickou zkouškou. Ta by měla ověřit správnost výpočtů a simulací. V této kapitole navrhuji konstrukci upínacího zařízení pro tento díl, jeho chování při zátěži.

2 Letadlo

Letadlo je zařízení vyvozuující síly, které je nesou z reakce vzduchu. Tyto reakce nejsou reakcemi vůči Zemi.



Obr. 1: Dělení létajících prostředků

2.1 Typy letadel dle EU

Letadlo ELA1 (evropské lehké letadlo s posádkou). Maximální vzletová hmotnost tohoto typu je stanovena na 1 200 kg nebo nižší a jeho konstrukce nesmí být považována za složitou.

Letadlo ELA2 (evropské lehké letadlo s posádkou). U tohoto modelu se oproti výše zmíněnému modelu liší pouze v maximální vzletové hmotnosti, která je 2 000 kg nebo nižší.

Letadlo LSA (lehký sportovní letoun). Maximální vzletová hmotnost činí maximálně 600 kg. Stroj je pouze dvousedadlový, pro pohon je použit spalovací pístový motor s vrtulí a konstrukce kabiny není přetlaková. Letoun Tento typ je klasifikován pomocí alespoň jednoho z níže uvedených parametrů.

- Maximální certifikovaná vzletová hmotnost je vyšší než 5 700 kg.
- Počet sedadel pro cestující je větší než 19.
- Provoz letadla provádějí minimálně 2 piloti.

- Je poháněn proudovými motory, nebo dvěma turbovrtulovými motory.

2.1.1 Druhy sportovního létajícího zařízení

Ultralehký letoun

Ultralehký kluzák

Motorový padákový kluzák

Motorový padákový kluzák s motorem na podvozku

Motorový padákový kluzák s motorem na zádech pilota

Ultralehký vrtulník

Motorový závěsný kluzák

Závěsný kluzák

Sportovní padák

2.2 Vývoj ultralightu

2.2.1 Prvotní návrh

Zde se definují hlavní parametry letounu. To zahrnuje: umístění křídel, typ motoru, osádku letadla. Důležitým parametrem je výběr materiálu, ze kterého bude letadlo vyrobeno.

2.2.2 Maketa

Tato fáze je důležitá pro vizualizaci výsledného tvaru a rozložení řídicích prvků. Důležité je též brát ohled na celkovou ergonomii.

Maketa může sloužit i k tvorbě formy pro letoun. Mluvíme zde hlavně o případě, když se pro výrobu využijí kompozitní materiály.

2.2.3 Výpočty

Jsou nedílnou součástí vývoje letadla. Dle daných předpisů se vypočítají maximální zatížení v různých osách, popřípadě parametry při shozovém testu.

Pro složitější a dražší konstrukce se též uplatňují simulační testy jednotlivých dílů. Ty slouží k modifikaci konstrukce a odhalují slabá místa modelu.

2.2.4 Prototyp

V tomto kroku se vyrobí funkční model, na kterém se testují mechanické a letové vlastnosti. Tyto testy jsou důležitým článkem pro získání certifikátu letadla. Tento certifikát opravňuje provoz letounu v civilním letovém prostoru.

2.3 Požadavky letové způsobilosti

Popisuje základní požadavky na letoun ohledně bezpečnosti. Tyto podmínky určuje úřad pro civilní letectví (pro Českou republiku), nebo jsou přejímány od EASA (Evropská unie, European aviation safety agency). Úkon, který posuzuje naplnění požadavků letové způsobilosti je označován jako certifikace. Certifikace je časově omezená.

V České republice jsou letadla a letci sdružováni do Letecké amatérské asociace. Tato organizace provádí zkoušky pilotů a certifikaci letadel.

Stavební předpisy jsou členěny na kapitoly:

Všeobecné – stanovení minimálních požadavků na letovou způsobilost.

Letové výkony a vlastnosti – chování letounu je prováděno letovou zkouškou, dále se specifikují další důležité podmínky:

- Rozložení nákladu
- Maximální vzletová hmotnost
- Váha letounu a poloha těžiště

Pro posuzování letových výkonů musí být stroj testován pro maximální zatížení.

Měří se tyto vlastnosti:

- Pádová rychlost
- Minimální rychlost stoupání
- Řiditelnost a obratnost – důležité je, aby stroj byl ovladatelný v mezních situacích.
- Pevnost konstrukce – stanovení formy provozního zatížení, konstrukce musí být schopna přenášet letové zatížení bez trvalých deformací, provádí se též test, při

kterém konstrukce přenáší maximální statické zatížení po dobu 3 s, standardní součinitel bezpečnosti je 1,5.

Pro kompozitní materiály určuje Letecká amatérská asociace koeficient bezpečnosti 1,875.

Návrh konstrukce

- Pohonná jednotka
- Výstroj
- Provozní omezení a informace

Druh součástí	Bezpečnost k (-)
Odlitky	2.0
Šroubové spoje	2.0
Závěsy kormidel	6.7
Kování	1.2
Uchycení upevňovacích pásů	1.5
Řídící lana	2.0
Nosná lana	2.0
Ložiska v táhlovém řízení na styčné ploše měkčí části	3.3
Ložiska v lanovém řízení na styčné ploše měkčí části	2.0
Sedačkové závěsy	2.0

Tab. 1: Předpisové bezpečnosti pro jednotlivé díly

2.4 Hlavní části letounu

2.4.1.1 Drak letounu

Nosná soustava – je složena z částí zajišťující letounu vztlak. Patří sem křídla a zařízení, které jsou jejich součástí např.: klapky.

Trup – spojuje všechny díly v celek. Tvoří nosnou soustavu křídel a ocasu. V jeho útrobách je prostor pro osádku a cestující, popřípadě pro náklad.

Ocasní plocha – řídí a stabilizují letoun. Rozlišujeme ocasní plochy na svislé (zatáčení – doleva/doprava) a vodorovné (stoupání/klesání). U speciálních případů jako stíhačky, jsou ocasní plochy vyrobeny ve tvaru V.

Řízení letounu – propojuje všechny plochy, které umožňují změnu směru při letu.

Podvozek – slouží k přistání letounu. Přistání lze provádět buď na vodní hladině, nebo na zemi, dle toho se navrhuje tvar letounu.

Hnací agregát

- Pístový spalovací motor
- Proudový motor

Vybavení letounu

- Navigace
- Padák

Koncepce letounů

- Hornoplošník
- Dolnoplošník
- Středoplošník
- Samokřídlo
- Dvouplošníky

2.4.2 Křídlo

Vytváří vztlak a stabilizuje letadlo. Součástí křídla jsou kormidla – křídélka a vztlakové klapky. Příčný profil je aerodynamický, ale půdorysný tvar se může lišit, dle toho pro jaké parametry je konstruováno.

Křídlo může být dělené i nedělené. Nedělená křídla se využívají u malých letadel díky jejich nižší váze a snadnější montáži.

Obdélníkový tvar – nejjednodušší tvar, výhodné aerodynamické vlastnosti

Lichoběžníkový tvar – lepší využití plochy, pracnější výroba

Kombinovaný tvar – ve středu křídla je obdélníkového tvaru a u konců je tvořen lichoběžníkovým tvarem

2.4.2.1 Poloha křídla

Hornokřídle provedení – malý odpor od turbulent, které vznikají při obtékání trupu letadla, snadný nástup cestujících a manipulaci s nákladem. Hlavní nevýhodou je vyšší hmotnost a nutnost zesílit spodní část trupu kvůli nouzovému přistání. Použití pro malá dopravní letadla a velké nákladní stroje.

Středokřídlé provedení – nejmenší odpor od turbulencí vznikajících od trupu. Nevýhoda je narušení vnitřních prostorů trupu, díky vzpěrám. Problémem je prostor pro posádku, jelikož sedadla pro obsluhu nelze umístit poblíž těžiště. Používá se pro velká dopravní letadla a vojenské stroje.

Dolnokřídlé provedení – nejčastější, šetří hmotnost díky křídům, není potřeba zesilovat spodní část trupu. Problémem je přechod mezi trupem a křídlem, zde mohou vznikat turbulence. Dále toto umístění křídla snižuje stabilitu letounu.

Samokřídlo – váhově a aerodynamicky nejvhodnější provedení. Nevýhodou je ovladatelnost a náročnost výroby.

Dvoj a víceplošníky – tato konstrukce je prověřená historií. Je určena pro nižší rychlosti a dobrou ovladatelnost. Potíž je ve vzájemném ovlivnění křídel za letu a tím pádem ke zvýšení odporu vzduchu.

2.4.2.2 Druhy konstrukce křídla

- Nosníková konstrukce
- Nosníková poloskořepina
- Poloskořepina
- Skořepina

Nosníková konstrukce je určena pro malé a pomalé letouny. Tento typ se skládá ze dvou částí. Jsou to nosníky přenášející zatížení ohybem a potah křídla, který přenáší smykové zatížení. U této konstrukce se používají materiály, jako jsou: na nosníky ocel, nebo dural a na potah se využívají překližka, plátno či kompozit.

Nosníková poloskořepina se používá pro křídla malých dopravních letadel. Výhodou je, že nosníky jsou méně zatěžovány ohybovým zatížením, jelikož část ohybu přenáší potah křídla.

Poloskořepina - tento typ se hojně využívá pro velká dopravní letadla. Zatížení je přenášeno celým průřezem křídla. Při použití této konstrukce vzniká v křídlech dostatečný prostor pro umístění palivových nádrží či jiné mechanizace.

Skořepina - nástup tohoto typu umožnil vývoj laminátů, především sendvičových a voštinových kompozitů. Konstrukce může být slabší a lehčí, při zachování stejných mechanických parametrů.

2.4.3 Trup

Je nejdůležitější součástí letounu. Hmotnost trupu dělíme na dvě položky: hmotnost konstrukce, ta je hlavní při návrhu letadla a ostatní hmotnost zde jsou zahrnuty sedadla, skla, aj.

Trup je zatěžován těmito silami:

- Aerodynamické, aerostatické
- Hmotové

Od ostatních konstrukčních částí letadla

- Tepelné zatížení
- Manipulací a přistáváním letounu

Konstrukce trupu

- Příhradová konstrukce – nejpoužívanější pro menší letouny, snadný návrh poskytující dobrou tuhost a pevnost konstrukce, nevýhodou je zastavění vnitřních prostor
- Nosníková poloskořepina
- Poloskořepina
- Skořepina – nejrozšířenější pro ultralehké letouny

2.5 Řídící členy letounu

2.5.1 Křídélka

Používají se k příčnému ovládní letadla, vyskytují se v párech. Slouží ke změně obtékání křídel, přičemž vychýlením křidélek dochází k zatáčení letadla.

2.5.2 Vztlakové klapky

Zlepšují vztlakové vlastnosti křídel. Nejvíce se využívají pro vzlet a přistání, při kterých umožňují využívat nižší rychlosti.

2.5.3 Ocasní plochy

Jsou důležité pro stabilizaci letounu. Skládají se ze dvou hlavních skupin, vodorovné a svislé ocasní plochy. Obvykle mají tvar lichoběžníku a jsou symetrické.

2.5.4 Řízení

Síly vynaložené na řízení	Výškové řízení Klopení [N]	Příčné řízení Klonění [N]	Směrové řízení Zatáčení [N]	Vztlakové klapky Podvozek [N]
Krátkodobá činnost	200	100	400	100
Dlouhodobá činnost	20	15	10	0

Tab. 2: Maximální síly pro řízení letounu

Systémy se ovládají dvěma způsoby: ručně a nožně. Pomocí rukou se ovládají výškovka a křídélka, nožně se ovládají směrovky. Provedení řízení může být různé: mechanické, u kterého je řízení spojeno s řídícími plochami přímo pomocí převodů a lanek.

Dále pak elektronické nebo hydraulické. U této varianty rozlišujeme řízení vratné, u kterého pilot vyvozuje část síly na řízení, zbytek síly zajistí servopohon a nevratné u kterého dává obsluha impuls a systém to automaticky vyhodnotí.

Poslední variantou je dálkové řízení, které snímá pohyby řídících členů a ty jsou převedeny na elektrické impulzy a řízení zajistí servomechanika.

2.5.5 Pohonná soustava

Rozlišujeme mnoho typů motorových jednotek:

- Pístový motor
- Elektrický motor
- Turbovrtulové motory
- Proudový motor
- Raketový motor
- Náporový motor

Každý z nich má své klady a zápory, v praxi se u malých letadel využívají převážně pístové motory. Díky spolehlivosti a snadné obsluze. Pro ultralighty neumožňuje úřad pro

civilní letectví využívat proudové motory, proto se u této specifické skupiny používají pouze elektrické a pístové motory.

Umístění motoru

- Motor umístěný v přídi – při této konfiguraci dochází k omezení výhledu pilota
- Motor umístěný vzadu

2.5.6 Přistávací zařízení

Je důležitou součástí letounu. Umožňuje mu pohyb po zemi. Podvozek dělíme do dvou hlavních provedení: pevný a zatahovací. Díky složitosti zatahovacího podvozku se většinou pro ultralehké letouny používá podvozek pevný. Tento díl letounu je vysoce namáhán, jak ve vodorovném směru vznikajícím při brzdění, tak i v bočním směru díky zatáčení a při přistávání za bočního větru.

Pro snížení hmotnosti podvozku se zde nevyužívá klasický model odpružení ocelovými pružinami ani hydraulickými tlumiči. Kvůli tomu se používají kompozity, které mají vynikající tlumící vlastnosti. Další možností je využití gumových tlumících prvků pro klasickou ocelovou, nebo duralovou konstrukci.

Druhy podvozků:

- Podvozek se záďovým kolem
- Podvozek s příďovým kolem
- Speciální provedení

2.5.7 Konstrukční materiály

Dřevo – Tento materiál se používal při stavbě prvních letadel. Díky jeho nízké váze a ceně se používá dodnes. Hlavní nevýhodou dřeva jsou jeho anizotropní mechanické vlastnosti a nasákavost vodou. Tento problém částečně řeší překližka. Je to kompozitní materiál tvořený tenkými vrstvami dřeva, které jsou spojeny lepidlem. Díky natočení vrstev získáváme izotropní mechanické vlastnosti.

Ocel – Jeho největší nevýhodou je jeho hmotnost a nízká korozní odolnost. Pozitiva můžeme nalézt v jeho snadném zpracování, vysoké pevnosti a nízké ceně.

Dural – Je slitina hliníku. Je lehčí než ocel, jeho výhodou je také korozní odolnost a tvarovatelnost. Dural se nejčastěji používá na potahy letadel.

Titan – Po oceli je asi nejpevnější z kovů. Tento materiál má vlastnosti podobné hliníku. Jeho největší nevýhodou je složité získávání z rud a tím pádem velmi vysoká cena. Používá se hlavně tam, kde potřebujeme vysokou pevnost, teplotní odolnost, například lopatky u proudového motoru.

Slitiny hořčíku – V současné době vytlačují dural, jelikož jsou lehčí. Záporům těchto slitin je jejich hořlavost při vyšších teplotách, nižší pevnost a cena.

Slitiny beryllia – použití na potah křídel, tepelně odolný, dobře tvárný.

Kompozitní materiály - Je to perspektivní materiál, jehož využití bude v budoucnu stoupat. Klady kompozitů jsou jejich hmotnost a zpracovatelnost. Jelikož kompozity jsou tvořeny ze dvou částí – matrice a výztuže, přičemž výztuž je snadno tvarovatelná, můžeme materiál snadno tvarovat do mnoha tvarů.

Kompozitní materiály dělíme dle použité výztuže:

Sklolaminát

Aramidový laminát

Uhlíkový laminát

Sendvičové materiály (kombinace pěnového jádra obklopeného laminátem)

Uhlíková vlákna

2.6 Využití simulačních programů na stavbu a ergonomii letounu

V minulosti se pro ověření pevnostních charakteristik musel vyrobit prototyp. V současné době se používají ve velké míře simulační programy.

Prvním krokem je popsání charakteristik letounu, dále jeho potřebné vybavení: aviatcké přístroje, navigace apod. Důležitá je geometrie konstrukce, počet osob a jejich umístění. Pro upřesnění těchto parametrů lze využít například výpočetní program MatLab a jeho nadstavba Simulink. Dále lze v tomto programu využít výpočtu geometrie křídel a silové zatížení jednotlivých komponent.

Po této fázi přichází na řadu tvorba modelu. Lze využít nepřeberné množství programů od různých firem např.: Autodesk, PTC nebo Siemens. V těchto programech bývá zabudován i systém pro simulaci komponent. Toto lze využít pro kontrolu modelu při

silovém, termálním, nebo při aerodynamickém zatížení. Díky těmto programům lze s velkou pravděpodobností odhadnout vlastnosti letounu.

3 Progresivní materiály pro výrobu letadel

V této kapitole budu popisovat uhlíkové kompozity. Využívají se pro výrobu dílů letounu, který je v mé práci níže popsán. Dále existují i jiné kompozitní materiály, jako jsou skelné a aramidové lamináty.

3.1 Uhlík

Uhlík zaujímá v periodické tabulce 6. místo. Přestože ho zemská kůra obsahuje pouze jedno promile, vyskytuje se uhlík v mnoha formách. Ať se jedná o uhlí nebo ropné uhlovodíky, můžeme sloučeniny uhlíku i v proteinech všech živých buněk. Odolává teplotám nad 2000 °C, beze změny mechanických parametrů, nýbrž tyto vlastnosti dokáže zlepšovat do teploty 2500 °C. Vlastnosti lze modifikovat dle využití v průmyslu. V přírodě můžeme nalézt uhlík v ryzí formě pouze jako grafit a diamant.

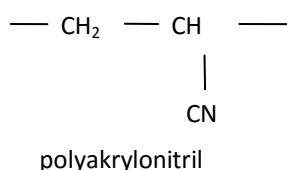
3.2 Uhlíková vlákna

Uhlík má zásadní problém vůči jiným materiálům. Uhlík má vysokou teplotu tání, není tažný a odolává rozpouštědlům. Vlákna jsou výsledkem kontrolované pyrolýzy z organických sloučenin, které jsou především smoly a plasty. Polotovár musí být ve formě vlákna. Získaná vlákna lze využít pro výrobu látek, plstí nebo textilií. Teoretická pevnost vláken se odvíjí od pevnosti monokrystalu grafitu. Modul pružnosti je 1000 GPa a trhací pevnost ve směru paralelní s lamelami monokrystalu je 20 GPa. V současné době se podařilo vyrobit vlákna s parametry, které překročily 90 % teoretické hodnoty. Hlavním problémem je eliminace vnitřních a povrchové vlastnosti. Uhlíková vlákna se v nynější době vyrábějí z PAN, smol, mezofáze, celulózy, vláken podobných whiskerů nebo rozkladem plynných uhlovodíků.

3.3 Materiály pro výrobu uhlíkových vláken

3.3.1 PAN

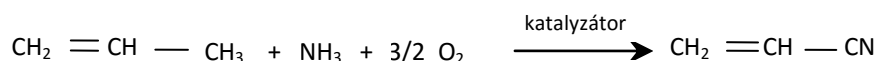
Chemický název je polyakrylonitril. Produkce uhlíkových vláken z tohoto polymeru převyšuje ostatní materiály. Vlákná mají velice širokou škálu využití - v textilu se tyto vlákna označují jako orlon, atd. Pro nejvyšší pevnost a modul elasticity je nutné uspořádat silné vazby mezi atomy uhlíku s osou vlákna.



Obr. 2: Chemický vzorec PAN vláken

3.3.2 Výroba akrylonitrilu

Asi 99 % akrylonitrilu pochází z propylenu. Sloučeniny katalyzující tuto reakci jsou Bi – Mo, Bi – Mo – P, Mo – Co – Te. V dalším kroku se směs neutralizuje kyselinou a promýváním vodou. Výsledný produkt se z vody získává destilací.



Obr. 3: Chemická reakce vedoucí k výrobě akrylonitrilu

Spřádání

Vlákná vznikají tlačáním polymeru, který je v roztoku, přes trysku. Tryska se skládá z 1000 až 300 000 otvorů o průměru desetin milimetru. Dále vlákno prochází srážecí lázní, nebo je sušeno ve vzduchu, který odpařuje rozpouštědla. Následně probíhá vytahování. Tento proces probíhá ve vodní páře a je důležitý z důvodu maximální orientace vláken v ose vlákna. Je-li na vlákno použit proces srážení, zjednodušuje se výroba materiálu o vysoké trhací pevnosti. Pokud se vlákno suší, zásadně získáme materiál s vysokým modulem elasticity. Nitě se skládají z 3000 – 12000 vláken s tloušťkou deseti mikrometrů.

Stabilizace – retikulace

Tento proces změny polotovaru na vlákno s teplotně stabilní strukturou, které lze následně zpracovávat bez zničení vlákna. Proces v sobě skrývá mnoho chemických reakcí, které probíhají při teplotách 200 – 300 °C. Hlavní reakcí je vznik kyslíkových můstků mezi řetězci, jenž zamezí měknutí, a stabilizují strukturu. Tato reakce je silně exotermní, tudíž je nutno dávat velký pozor, aby nedošlo k přehřátí a následného zničení. Stabilizace trvá asi dvě hodiny a výsledkem je netavitelné vlákno a podobá se vlákně textilnímu.

Karbonizace – koksování

V tomto kroku dochází k pyrolýze vláken v inertní atmosféře dusíku. Dochází k eliminaci všech látek mimo uhlíku. Uvolněné sloučeniny jsou značně jedovaté, jsou to mimo jiné kyselina kyanovodíková. Těchto látek se z inertní atmosféry zbavujeme promýváním, nebo katalýzou. Proces probíhá za teplot 1100 – 1400 °C.

Grafitizace

Je to termální proces probíhající při teplotách vyšší než 2500 °C. Při této operaci nedochází k změně vlákna na grafit. Dochází pouze ke zlepšení orientace a nárůstu velikosti uhlíkových vrstev. Získáme lepší modul pružnosti. Grafitizace probíhá v inertní atmosféře složená z dusíku nebo argonu. Pro výrobu uhlíkových vláken s vysokou pevností v tahu se tato

operace

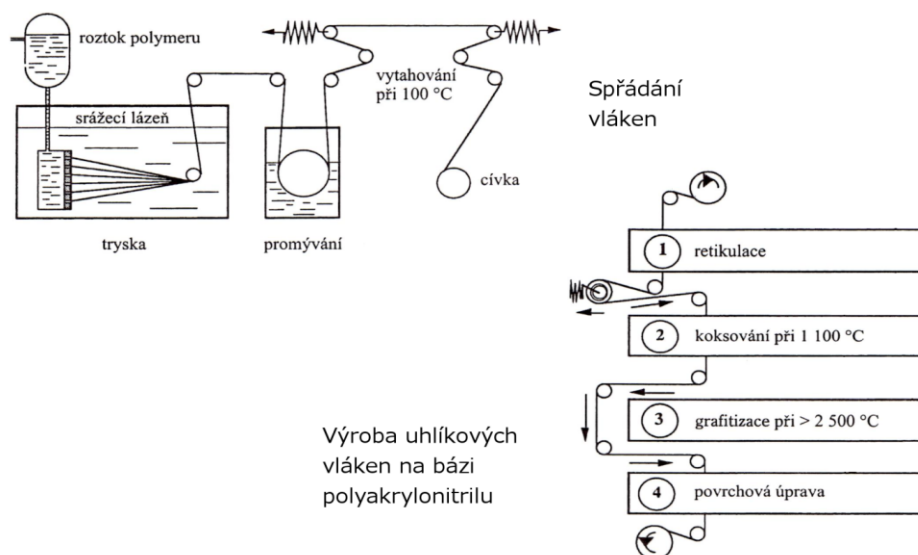
neprovádí a po

karbonizaci

probíhá pouze

povrchová

úprava



Obr. 4: Výroba uhlíkových vláken

Fáze	Probíhající procesy	Složení v %			
		C	H	N	O
Spřádání	Protahování a vyrovnávání řetězců PAN	68	6	26	
Retikulace	Dehydrogenace; fixace kyslíku; tvorba můstků mezi řetězci	65	5	22	8
Karbonizace	Cyklizace s eliminací O ₂ , H ₂ , N ₂ s výjimkou části reziduálních atomů N ₂	93	1	6	
Grafitizace	Eliminace posledních heteroatomů; nárůst orientace a velikosti polyaromatických krystalů	100			

Tab. 3: Chemické složení vláken při jednotlivých technologických operacích

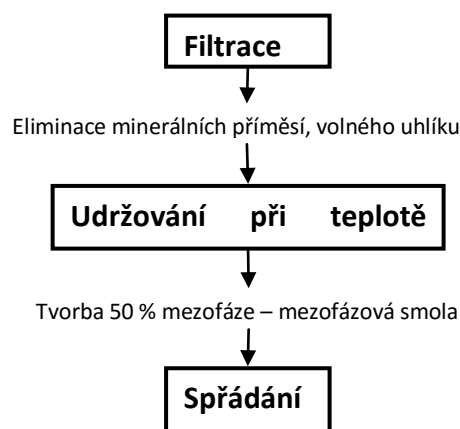
Povrchová úprava

Tímto procesem chceme docílit co největší adheze vláken, odstranění povrchových vad, nebo k ochraně vlákna při manipulaci. Princip spočívá v kontrolované oxidaci vlákna, tím je zaručena jejich drsnost.

3.3.3 Smoly, mezofáze

Smoly jsou získávány z černého uhlí nebo ropy. Vlákná lze spřádat bez omezení. Zpracovávají se obdobně jako PAN vlákna. Jejich hlavní předností je jejich izotropie vláken, ale dají se vyrábět i značně orientovaná.

Mezofáze vzniká při teplotách vyšší než 350 °C ze smoly. Je tvořena aromatickými uhlovodíky sestavených v paralelních rovinách a tvoří kapalně krystaly. Hlavní nevýhodou jejího používání je nutnost odstranění netavitelných částic, které často obsahují čistý uhlík. V případě jejich neodstranění dochází ke snižování pevnostních charakteristik vlákna.

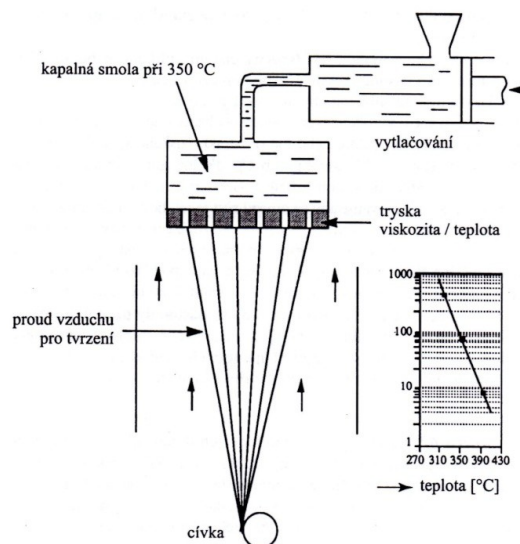


Obr. 5: Příprava smoly na výrobu vláken

Polotovary vyrobené z těchto smol se dají lépe a rychleji přetransformovat na uhlíkové vlákno. Je to dáno jejich chemickými vlastnostmi. Obsahem uhlíku v látce a menšího obsahu rozpouštědel a dalších toxických těkavých látek. Výsledná vlákna mají téměř dokonalou orientaci greenových vrstev.

Spřádání

Hlavním problémem při tomto procesu je fakt, že při chladnutí se smola dále vyvíjí. Odolnost vlákna proti přetržení se s teplotou zásadně mění. Spřádání probíhá při teplotě 350 – 380 °C, teplota chladícího vzduchu má teplotu okolo 100 °C. Definitivně vychladlé vlákno je asi po vzdálenosti 1 m od trysky. Při chladnutí dochází ke změně průměru např.: průměr 0,3 - 0,4 mm vlákna v trysce až na výsledný průměr 5 - 12 μm.



Obr. 6: Schéma výroby uhlíkových vláken ze smoly

3.3.4 Aplikace uhlíkových vláken

Roving – jsou to prameny, skládající se z přímých vláken. Tento materiál má největší pevnost ve směru vlákna.

Uhlíkové výztuže

Jednosměrná tkanina – skládá se z rovingu, který je pomocí vpletené mřížky spojen do textilie.

Biaxiální tkanina – je obdoba jednosměrné tkaniny, na rozdíl od ní má vlákna uspořádána pod určitými úhly pro rovnoměrnost mechanických vlastností. Tyto tkaniny mohou být i víceaxiální.

Uhlíkové tkaniny

- Plátňová vazba – nejpevnější tkanina, těžko tvarovatelná.
- Keprová vazba – ohebnější než plátňová vazba, nejvyužívanější.
- Atlasová vazba – nejlepší tvarovatelnost, velmi nízká pevnost.
- Speciální – pásy, punčochy, rohože.

3.3.4.1 Způsoby výroby uhlíkových dílů

Ruční kladení

Nejsnadnější forma výroby, řadí se mezi otevřené technologie. Při tomto postupu díl se vytvrzuje za normální teploty a tlaku. Pro výrobu se používají nejčastěji tkaniny a rohože. Použití pro malé až střední série.

Stříkání

Obdoba ručního kladení. Na formu se aplikuje sekaný roving a pryskyřice pomocí speciální pneumatické pistole. Tento proces lze zautomatizovat. Použití je pro málo složité díly.

Konečné operace před tvrdnutím pryskyřice

Lisování pomocí vakua

Používá se pro zvýšení obsahu výztuže a odstranění přebytečné pryskyřice. Tato technologie navazuje na ruční kladení.

Lisování v autoklávu

Lisování za tepla a tlaku

Injektážní a infuzní technologie

Vysokotlaké vstřikování

Vakuo – injekční technologie

Vakuové prosycování

Kontinuální metody

Tímto postupem lze vyrábět různé profily téměř nekonečné délky s minimálním obsahem pojiva.

Navíjení

Touto metodou se vyrábějí duté předměty, jako jsou trubky. Na jádro se navíjejí jednotlivá vlákna, která prošla lázní z pryskyřice. Úhel sklonu vláken je závislý na otáčení trnu, sklon může být od 90° až po 0°. Přístroje pro tento technologický postup jsou řízeny počítačově a jsou obdobou soustruhu.

3.4 Epoxidové pryskyřice

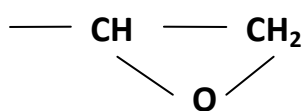
Jde o poměrně nové produkty, první se objevil v roce 1946 vyráběný firmou Ciba. Epoxidové pryskyřice se většinou vyrábí na bázi dianu. Pryskyřice mají velice široké

možnosti využití: slouží pro výrobu laminátů, které se využívají ve strojírenství a elektrotechnice. Ve stavebnictví se používají například pro nátěrové hmoty atd.

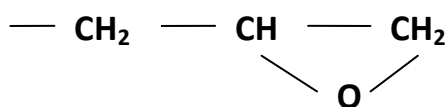
Při výrobě kompozitních dílů se využívají převážně dva typy pryskyřic. Jsou to epoxidové a polyesterové pryskyřice. Oproti polyesteru je epoxid výrazně dražší, jeho cenu však vyvažuje větší chemická a mechanická stálost.

Epoxidová pryskyřice je tvořena uhlíkovými sloučeninami. Charakteristikou této skupiny je přítomnost alespoň dvou epoxidových skupin v molekule.

3.4.1 Druhy epoxidových skupin



Epoxidová (oxiranová) skupina



Glycidylová (2, 3-epoxypropylová) skupina

Obr. 7: Chemické vzorce epoxidových skupin

Epoxidové pryskyřice se vyrábějí mnoha postupy, mezi ty základní patří: katalytická oxidace, epoxidace pomocí kyselin, nebo halogenhydrinů, nebo biologickou epoxidací.

3.4.2 Vytvrzování pryskyřic

Vytvrzování je chemický proces, při němž dochází k převodu rozpustných a tavitelných epoxidových monomerů na netavitelné a nerozpustné polymery. Vytvrzená pryskyřice má trojrozměrnou strukturu a má oproti nezreagované pryskyřici několik odlišných vlastností, jako jsou mechanická pevnost, rozměrová stálost. Pro vytvrzování epoxidu se používají tvrdidla. Jsou to látky, které s pryskyřicí reagují, nebo jenž polymerizaci pouze iniciují.

Chemický proces probíhá v pryskyřici v několika fázích: první fáze - pryskyřice smíchaná s tvrdidlem, se využívá pro nanášení na součásti. Tato fáze je časově omezená, ale lze ji ovlivnit. Pro různá tvrdidla jsou stanoveny doby zpracování (gel-time), které jsou závislé také na teplotě okolí. Pro zkrácení času vytvrzení se používají urychlovače. Druhá fáze tzv. gelace. Při níž se tekutá pryskyřice změní na gel, v této fázi se už žádné

technologické procesy neprovádějí. Dochází k exotermické reakci, při které dochází k zasíťování monomerů. Třetí fáze je kompletně vytvrzená pryskyřice.

4 Ego trike

4.1 Úvod

Pro bakalářskou práci jsem se spojil s firmou zabývající se výrobou ultralight. Firma sídlí ve Cvikově a je to Ultralight design. Majitelem této firmy je MgA. Miloslav Novotný, s nímž jsem se dohodl na inovaci konstrukce sklopné horní páteřové trubky tříkolky Ego trike a úpravě pro použití na dvousedadlové verzi tohoto stroje.

Tento díl, je vyobrazen vlevo na obr. 8, je vyroben z uhlíkového kompozitu. Sestává se z několika trubek, které se následně lepí dohromady. Jelikož tento postup je velmi pracný a nákladný, protože některé části komponentů se musí nechat vyrobiť v jiné firmě. Dalším důvodem k vývoji nového dílu je také fakt, že páteřový nosník bylo nutné zakrytovat a jelikož kryt byl připevněn na nosník pouze suchým zipem, při letu vznikl hluk od vibrací tohoto dílu.

Další díl vyobrazený na obr. 8 uprostřed je určen pro dvousedadlovou verzi Ego trike a poslední díl, který se nachází vpravo, je nový nosník, který by měl nahradit oba typy.

Letoun se skládá ze dvou hlavních součástí. Prvním je křídlo, tento díl pochází z Německa a je určen pro kluzáky. Další díl je podvěs, tuto komponentu vyrábí již výše uvedená firma. Převážná část podvěsu je vyráběna z kompozitu, především uhlíkového, pak v menší míře se zde objevují i skelné a aramidové kompozity.



Obr. 8: Druhy páteřových nosníků

4.2 Výpočty

Nejprve jsem získal hmotnosti jednotlivých dílů a dle norem LAA pro zátěžovou zkoušku jsem získal síly, které díly vyvozují na celek. Norma udává, že koeficient pro výpočet se skládá z maximálního možného přetížení, které letoun dokáže při letu vygenerovat a také bezpečností. Ta se liší u každého materiálu, v tomto případě je bezpečnost 1,875.

Nejprve jsem musel zjednodušit daný systém. Pro výpočty jsem uvažoval, že trup letounu je absolutně tuhý, nepoddajný a přední vzpěrnou trubku jsem považoval za prut. Protože má menší průměr a její stěna je slabší než páteřový nosník.

Poté jsem úlohu rozdělil na dvě podkategorie. První je uspořádání letounu bez přední vzpěrné trubky. Zde jsem použil klasický statický výpočet.

Druhou možností je přidání přední vzpěrné trubky. Při tomto výpočtu jsem musel k statickému výpočtu použít i Castiglianovu větu, jelikož je tato varianta staticky přeuročena.

Při zjišťování silového zatížení páteřového nosníku jsem také využil statický výpočet. Dále jsem pomocí prutové soustavy, která je analogií pro vnitřní kostru nového nosníku, vypočetl, jak velké síly jsou v jednotlivých prutech.

Pro simulaci bylo třeba zjistit mechanické vlastnosti kompozitů, použil jsem proto program Autodesk simulation composite design, kde jsem zadal parametry vláken a pryskyřice, jejich objemový poměr a sklon vláken vůči ose trubky. Získal jsem parametry pro daný materiál.

Pro simulace jsem použil programy Creo a Autodesk simulation mechanical. V simulačním podprogramu Creo jsem zjišťoval chování původního páteřového nosníku, kapitola 4.5 . A v Autodesku jsem řešil chování nosníku pro dvojsedadlovou verzi Ego trike.

Pro všechny simulace jsem použil podobnou šablonu. Místa kde vedou šrouby, které spojují letoun s nosníkem, jsem zafixoval vazbou nahrazující šrouby. Pro umístění zátěže posloužilo místo spojení páteřového nosníku a křídla. Toto uspořádání je opakem toho, jak bude tento systém namáhán v normálních podmínkách, ale pro zkoušení a simulaci se vyhneme několika úskalím. Tím nejdůležitějším je asi horší ukotvení (pomocí jednoho bodu) a také působení momentu na spodní části nosníku.

4.3 Konstrukce páteřového nosníku

Původní nosník byl tvořen z trubky, která byla dodávána firmou Compotech a výztuhami. Ty byly vyráběny dodatečně a vlepuvány do nebo na trubku. Rozměrů a umístění jednotlivých dílů si můžete prohlédnout na výkresu v příloze. Aby nosník na letadle dobře vypadal a kladl menší odpor vzduchu, byl na něj umístěn kryt z uhlíkového kompozitu.

Nový páteřový nosník je konstruován tak, aby nebylo potřeba zmíněný kryt použít. Je tvořen z vnitřní kostry, která přenáší většinu zatížení. Dále pak sendvičových kompozitních profilů, které dávají komponentě tvar a potřebnou tuhost.



Obr. 9: Tvar nového páteřového nosníku a jeho vnitřní uspořádání

4.4 Parametry laminátů

Pro konstrukci je využíváno uhlíkových vláken a epoxidové pryskyřice. Parametry jsou uvedeny v technických listech v příloze, v těchto tabulkách jsou vypsány pouze jejich průměrné hodnoty.

Typ vlákn	HS - uhlík	HM - uhlík
Modul pružnosti v podélním směru E_{fl} (Mpa)	230 000	390 000
Modul pružnosti v příčném směru E_{ft} (Mpa)	15 000	5 000
Modul pružnosti ve smyku G_{FLT} (Mpa)	50 000	20 000
Pevnost v tahu σ_{fL} (Mpa)	5 000	3 800
Poissonova konstanta μ_m (-)	0,3	0,35
Hustota ρ (kg m ⁻³)	1 750	1 800

Tab. 4: Mechanické vlastnosti uhlíkových vláken

	Epoxidová pryskyřice
Modul pružnosti E_m (Mpa)	4 500
Poissonova konstanta μ_m (-)	0.4
Modul pružnosti ve smyku G_m (Mpa)	1 600
Pevnost v tahu σ_{pm} (Mpa)	130
Hustota ρ (kg m ⁻³)	1 200
Maximální teplota T_{max} (°C)	90 - 200

Tab. 5: Mechanické vlastnosti epoxidové pryskyřice

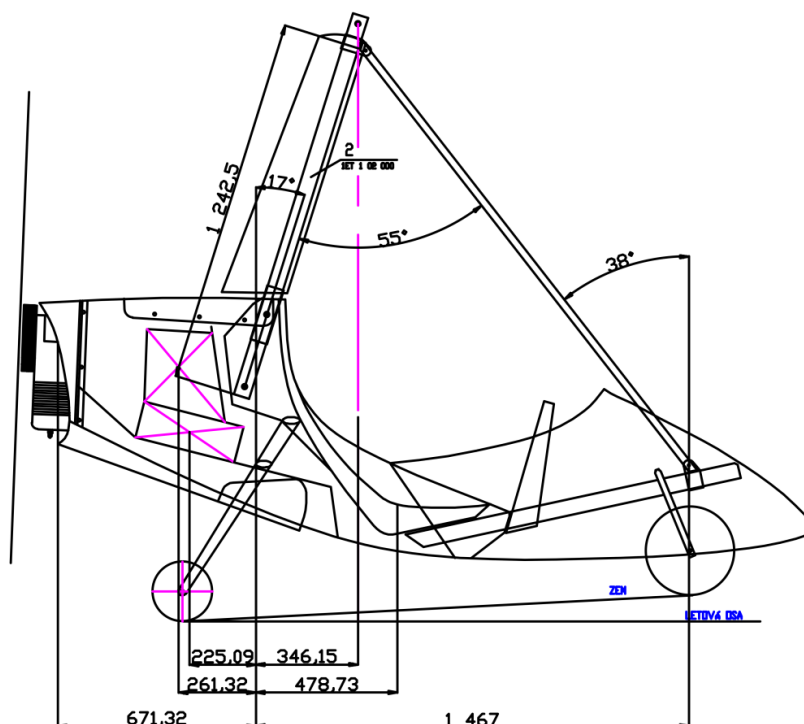
4.5 Jednosedadlová verze Ego trike

Tato verze letounu je otestována a certifikována LAA. Na obrázku 10 lze vidět původní páteřový nosník s přední vzpěrnou trubkou, ta je vyrobena z aramidového a uhlíkového vlákna. Pro lepší aerodynamiku je na páteřový nosník použit kryt.

Nutno také říci, že tento letoun byl zkoušen i bez přední trubky a vydržel.



Obr. 10: jednosedadlová verze Ego trike



Obr. 11: Výkres s rozměrovými parametry dílů v závislosti na těžišti letounu

Zatížení		Maximální přetížení	Bezpečnost	Síly
motor	5,0 kg	4 g	1,875	1103,248125 N
palivo	4,7 kg			1081,183163 N
padák	5,8 kg			426,589275 N
tříkolka	25,0 kg			1838,746875 N
pilot	105,0 kg			7722,736875 N
křídla	47,5 kg			

Tab. 6: Hmotnosti dílů a jejich normativní síly

Vzdálenosti k podpěře		Úhly	
Motor	671,32 mm	α	17°
Palivo	261,32 mm	β	38°
Padák	225,09 mm	γ	55°
Tříkolka	346,15 mm		
Pilot	478,73 mm		
L	1467 mm		
K	1242,5 mm		

Tab. 7: Tabulka vzdáleností a úhlů jednotlivých komponent

4.5.1 Mechanické vlastnosti komponent

Mechanické parametry kompozitové trubky od firmy Compotech – Ultralight CC 53,8/50-2500 jsou uvedeny v technickém listu v příloze práce. Nyní popíšu pouze díly vyráběné ve firmě Ultralight design.

Na výrobu dílců se používají dva typy materiálů. První je jednosměrný roving s prodejním názvem Torayca T700S, dalším je pletená punčocha. Ta je vyrobena z 3K vlákna standardních parametrů. Vše je spojeno pryskyřicí LG 285. Objemový podíl vlákna je 59 %. Mechanické hodnoty výše uvedených vláken a punčoch jsou uvedeny v příloze práce. U punčoch jsou uvedeny parametry dle úhlu natočení vláken, jelikož při změně úhlu dochází i ke změně hodnot jednotlivých veličin. Tyto hodnoty byly vygenerovány programem na stránkách výrobce.

Převlek ø 57-53,8

- 5 vrstev uhlíkové ponožky;
sklon vláken 56°

Modul pružnosti E_x (Gpa)	10,05934
Modul pružnosti E_y (Gpa)	10,3259
Modul pružnosti E_z (Gpa)	10,3259
Modul pružnosti ve smyku G_{xy} (Gpa)	5,27427
Modul pružnosti ve smyku G_{xz} (Gpa)	5,27427
Modul pružnosti ve smyku G_{yz} (Gpa)	5,03099
Poissonova konstanta μ_{xy} (-)	0,271259
Poissonova konstanta μ_{yx} (-)	0,264409
Hustota ρ (kgm ⁻³)	1542,7
Tloušťka (mm)	1,6

Tab. 8: Mechanické vlastnosti převleku

Vložka spodní \varnothing 46 – 49,4

- 2 vrstvy ponožky; sklon vláken 45°
- 4 vrstvy jednosměrného rovingu Torayca T700S; sklon vláken 0°
- 2 vrstvy ponožky; sklon vláken 45°

Modul pružnosti E_x (Gpa)	45,3054
Modul pružnosti E_y (Gpa)	8,95263
Modul pružnosti E_z (Gpa)	8,95263
Modul pružnosti ve smyku G_{xy} (Gpa)	5,40473
Modul pružnosti ve smyku G_{xz} (Gpa)	5,40473
Modul pružnosti ve smyku G_{yz} (Gpa)	5,10624
Poissonova konstanta μ_{xy} (-)	0,274018
Poissonova konstanta μ_{yx} (-)	0,054135
Hustota ρ (kgm ⁻³)	1548,53
Tloušťka (mm)	1,7

Tab. 9: Mechanické vlastnosti vložky \varnothing 46mm

Vložka spodní \varnothing 42 – 45,4

- 2 vrstvy ponožky; sklon vláken 40°
- 4 vrstvy jednosměrného rovingu Torayca T700S; sklon vláken 0°
- 2 vrstvy ponožky; sklon vláken 40°

Modul pružnosti E_x (GPa)	48,3524
Modul pružnosti E_y (GPa)	8,32546
Modul pružnosti E_z (GPa)	8,32546
Modul pružnosti ve smyku G_{xy} (GPa)	5,39392
Modul pružnosti ve smyku G_{xz} (GPa)	5,39392
Modul pružnosti ve smyku G_{yz} (GPa)	5,08232
Poissonova konstanta μ_{xy} (-)	0,275139
Poissonova konstanta μ_{yx} (-)	0,0473706
Hustota ρ (kgm ⁻³)	1548,53
Tloušťka (mm)	1,7

Tab. 10: Mechanické vlastnosti vložky \varnothing 42mm

Vložka vrchní \varnothing 44 – 49,4

- 10 vrstvy ponožky; sklon vláken 42°

Modul pružnosti E_x (GPa)	19,4962
Modul pružnosti E_y (GPa)	8,34439
Modul pružnosti E_z (GPa)	8,34439
Modul pružnosti ve smyku G_{xy} (GPa)	5,3368
Modul pružnosti ve smyku G_{xz} (GPa)	5,3368
Modul pružnosti ve smyku G_{yz} (GPa)	5,03788
Poissonova konstanta μ_{xy} (-)	0,274772
Poissonova konstanta μ_{yx} (-)	0,117603
Hustota ρ (kgm^{-3})	1542,7
Tloušťka (mm)	2,75

Tab. 11: Mechanické vlastnosti vložky \varnothing 44mm

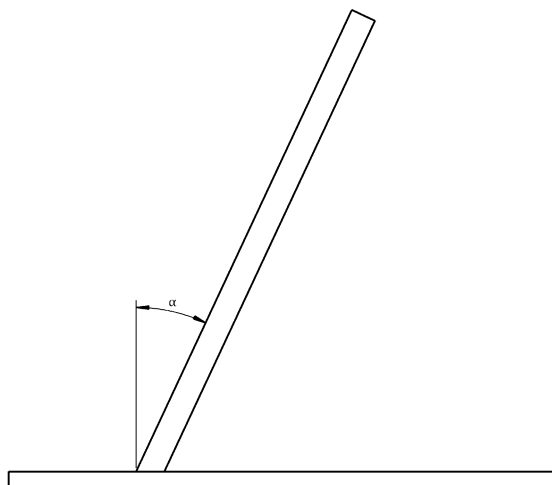
Vložka vrchní \varnothing 38 – 43,5

- 10 vrstvy ponožky; sklon vláken 35°

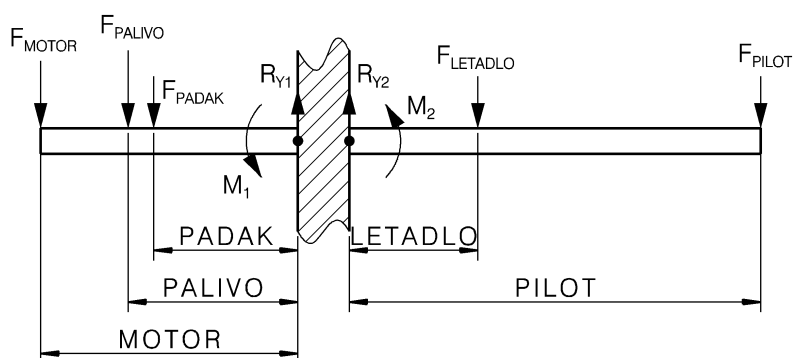
Modul pružnosti E_x (GPa)	25,5667
Modul pružnosti E_y (GPa)	7,88242
Modul pružnosti E_z (GPa)	7,88242
Modul pružnosti ve smyku G_{xy} (GPa)	5,27427
Modul pružnosti ve smyku G_{xz} (GPa)	5,27427
Modul pružnosti ve smyku G_{yz} (GPa)	4,97024
Poissonova konstanta μ_{xy} (-)	0,275814
Poissonova konstanta μ_{yx} (-)	0,0850357
Hustota ρ (kgm^{-3})	1542,7
Tloušťka (mm)	2,75

Tab. 12: Mechanické vlastnosti vložky \varnothing 38mm

4.5.2 Výpočet silové zatížení páteřového nosníku bez vzpěrné přední trubky



Obr. 12: Schematické uspořádání nosníku bez vzpěrné trubky



Obr. 13: Schéma silového působení na nosník bez vzpěrné trubky

$$R_x = 0N \quad (1)$$

První část:

$$R_{y1} = F_{motor} + F_{palivo} + F_{padák} \quad (2)$$

$$M_1 = -(F_{motor}M_{otor} + F_{palivo}P_{alivo} + F_{padák}P_{adák}) \quad (3)$$

Druhá část:

$$R_{y2} = F_{tříkolka} + F_{pilot} \quad (4)$$

$$M_2 = F_{tříkolka}T_{říkolka} + F_{pilot}P_{ilot} \quad (5)$$

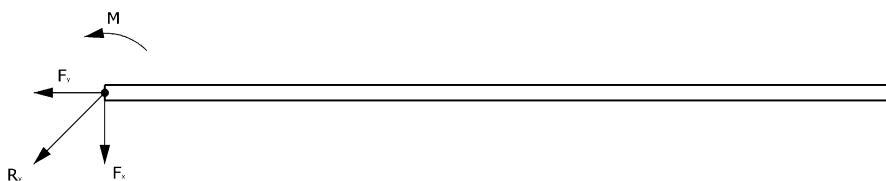
$$R_y = \sum_{i=1}^2 R_{yi} \quad (6)$$

$$M = \sum_{i=1}^2 M_i \quad (7)$$

R_{y1}	R_{y2}
2611,021 N	9561,484 N
M_1	M_2
-1119,19 Nm	4333,588 Nm
R_y	
12172,5 N	
M	
3214,4 Nm	

Tab. 13: Silové působení na nosník

Výsledná síla je rozložena do lokálního souřadnicového systému.



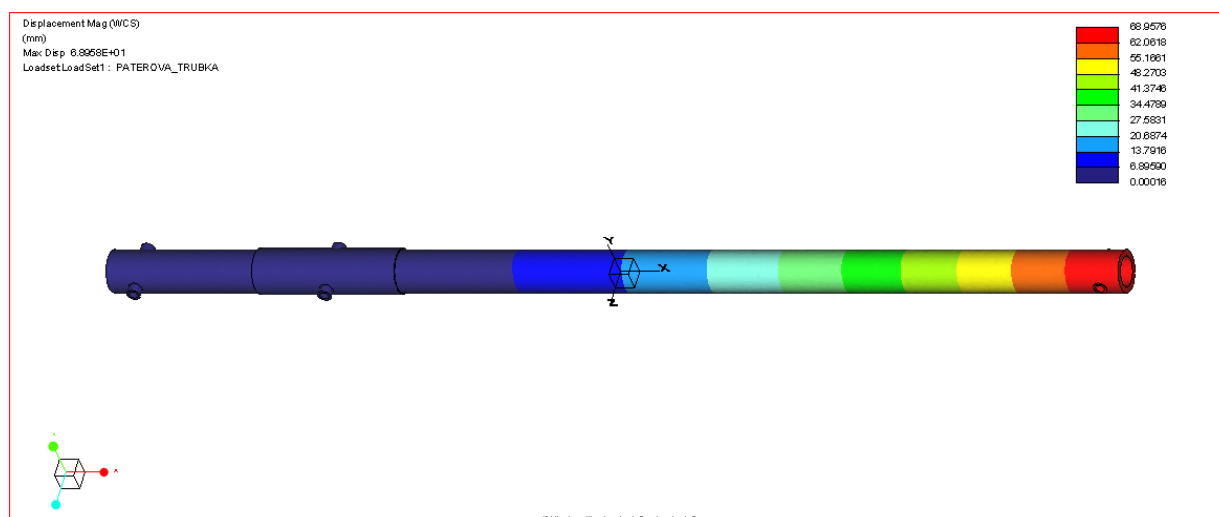
Obr. 14: Rozložení síly

$$F_x = R_y \sin \alpha \quad (8)$$

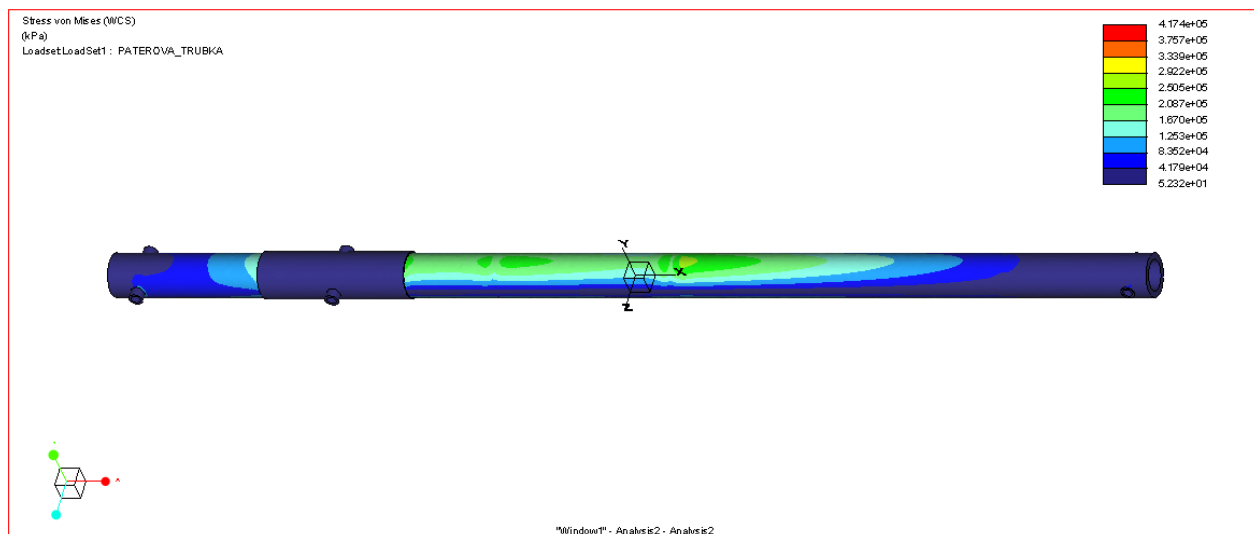
$$F_y = R_y \cos \alpha \quad (9)$$

F_x	F_y
3558,895837 N	11640,62377 N

Tab. 14: Působící síly v souřadnicovém systému trubky

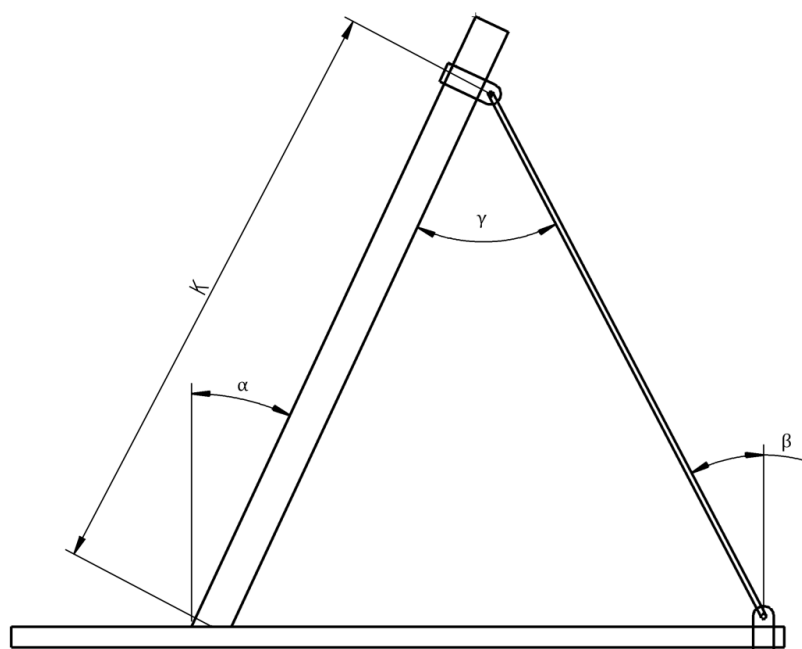


Obr. 15: Deformace páteřového nosníku bez přední vzpěrné trubky

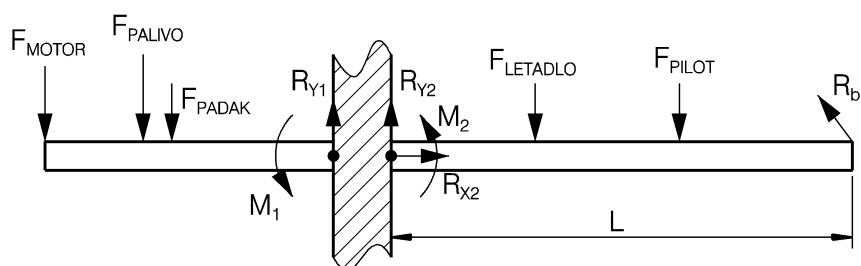


Obr. 16: Napětí páteřového nosníku bez přední vzpěrné trubky

4.5.3 Silové zatížení páteřového nosníku s přední vzpěrnou trubkou



Obr. 17: Schematické uspořádání páteřového nosníku



Obr. 18: Silové působení na nosník

První část:

$$R_{x1} = 0N \quad (10)$$

$$R_{y1} = F_{motor} + F_{palivo} + F_{padák} \quad (11)$$

$$M_1 = F_{motor}M_{otor} + F_{palivo}P_{alivo} + F_{padák}P_{adák} \quad (12)$$

Druhá část:

$$R_{x2} - R_b \sin \beta = 0 \quad (13)$$

$$R_{y2} - F_{tříkolka} - F_{pilot} + R_b \cos \beta = 0 \quad (14)$$

$$M_a + F_{tříkolka}T_{řikolka} + F_{pilot}P_{ilot} - R_b \cos \beta L = 0 \quad (15)$$

Vnitřní statické účinky

$$x \in (0; L - P_{ilot})$$

$$M(x) = R_b \cos \beta x \quad (16)$$

$$x \in (L - P_{ilot}; L - T_{řikolka})$$

$$M(x) = R_b \cos \beta x - F_{pilot}(x + P_{ilot} - L) \quad (17)$$

$$x \in (L - T_{řikolka}; L)$$

$$M(x) = R_b \cos \beta x - F_{pilot}(x + P_{ilot} - L) - F_{tříkolka}(x + T_{řikolka} - L) \quad (18)$$

Věta o minimu deformační energie

$$\frac{\delta U}{\delta R_b} = 0 \quad (19)$$

$$U = \int_l \frac{M(x)^2}{2EJ_y} dx \quad (20)$$

$$\frac{\delta U}{\delta R_b} = \int_l \frac{2M(x) \frac{\delta M(x)}{\delta R_b}}{2EJ_y} dx = \int_l M(x) \frac{\delta M(x)}{\delta R_b} dx \quad (21)$$

$$\begin{aligned}
\frac{\delta U}{\delta R_b} = & \int_0^{(L-P_{ilot})} R_b x \cos \beta x \cos \beta dx \\
& + \int_{(L-P_{ilot})}^{(L-T_{řikolka})} [R_b x \cos \beta x \cos \beta \\
& - F_{pilot} x \cos \beta (x + P_{ilot} - L)] dx \\
& + \int_{(L-T_{řikolka})}^L [R_b x \cos \beta x \cos \beta - F_{pilot} x \cos \beta (x + P_{ilot} - L) \\
& - F_{řikolka} x \cos \beta x (x + T_{řikolka} - L)] dx
\end{aligned}$$

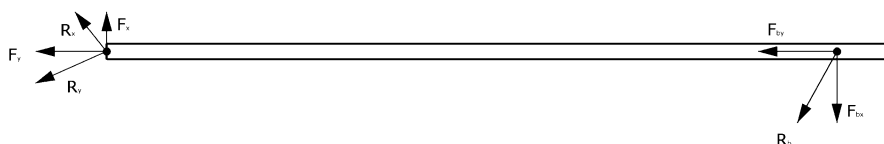
Po integraci a úpravách vychází:

$$\begin{aligned}
0 = & R_b \cos^2 \beta \frac{L^3}{3} - F_{pilot} \cos \beta \left(\frac{3P_{ilot}^2 L - P_{ilot}^3}{6} \right) \\
& - F_{řikolka} \cos \beta \left(\frac{3T_{řikolka}^2 L - T_{řikolka}^3}{6} \right) \\
R_b = & \frac{1}{\cos \beta L^3} \left[F_{pilot} \left(\frac{3P_{ilot}^2 L - P_{ilot}^3}{2} \right) + F_{řikolka} \left(\frac{3T_{řikolka}^2 L - T_{řikolka}^3}{2} \right) \right] \quad (22)
\end{aligned}$$

R_{x1}	R_{y1}	M_1
0 N	2611,020563 N	-1119,19 Nm
R_{x2}	R_{y2}	M_2
969,5 N	8320,56519 N	2513,161 Nm
R_b		
1574,748256 N		

Tab. 15: Síly působící na nosník s přední vzpěrnou trubicí

Výsledná síla je rozložena do lokálního souřadnicového systému.



Obr. 19: Rozložení sil do určených směrů

$$F_x = \left(\sum_{i=1}^2 R_{yi} \right) \sin \alpha - R_{x2} \cos \alpha \quad (23)$$

$$F_y = \left(\sum_{i=1}^2 R_{yi} \right) \cos \alpha + R_{x2} \sin \alpha \quad (24)$$

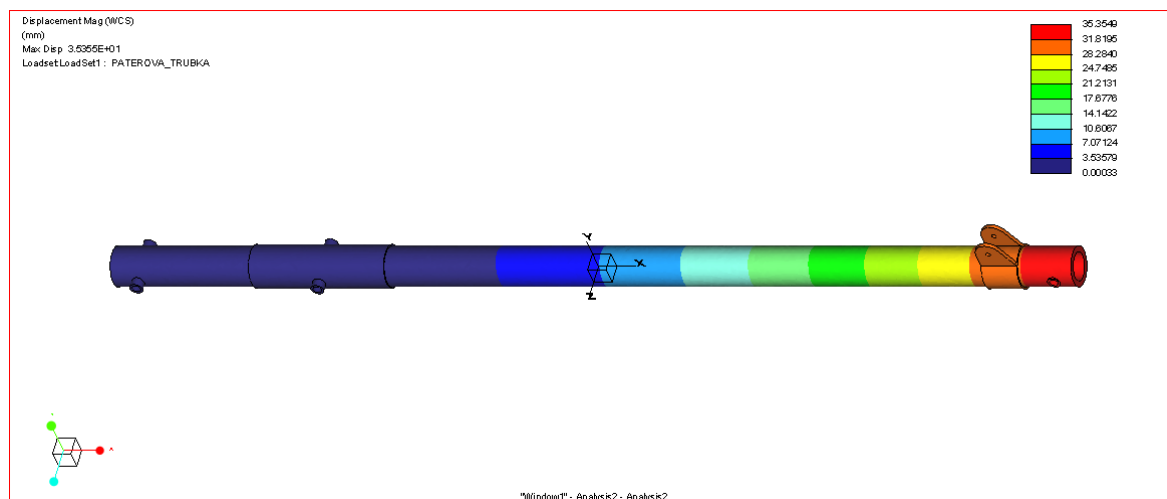
$$F_{bx} = R_b \sin \gamma \quad (25)$$

$$F_{by} = R_b \cos \gamma \quad (26)$$

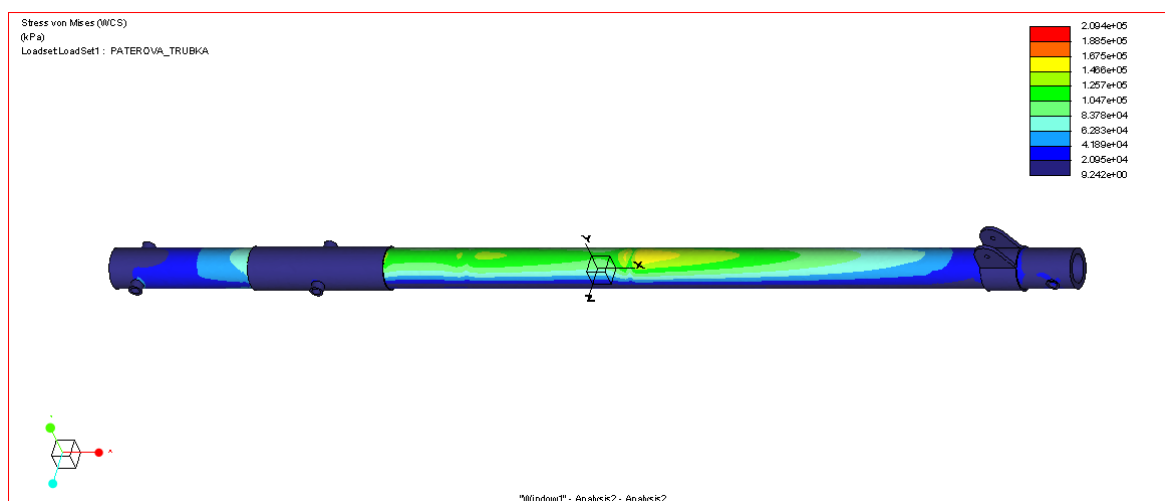
$$M = \sum_{i=1}^2 M_i \quad (27)$$

F_X	F_Y	M
2269 N	10737,3853 N	1393,972 Nm
	F_{bx}	F_{by}
	1289,958253 N	903,2385 N

Tab. 16: Síla transformované v souřadnicovém systému trubky



Obr. 20: Deformace páteřového nosníku



Obr. 21: Napětí páteřového nosníku

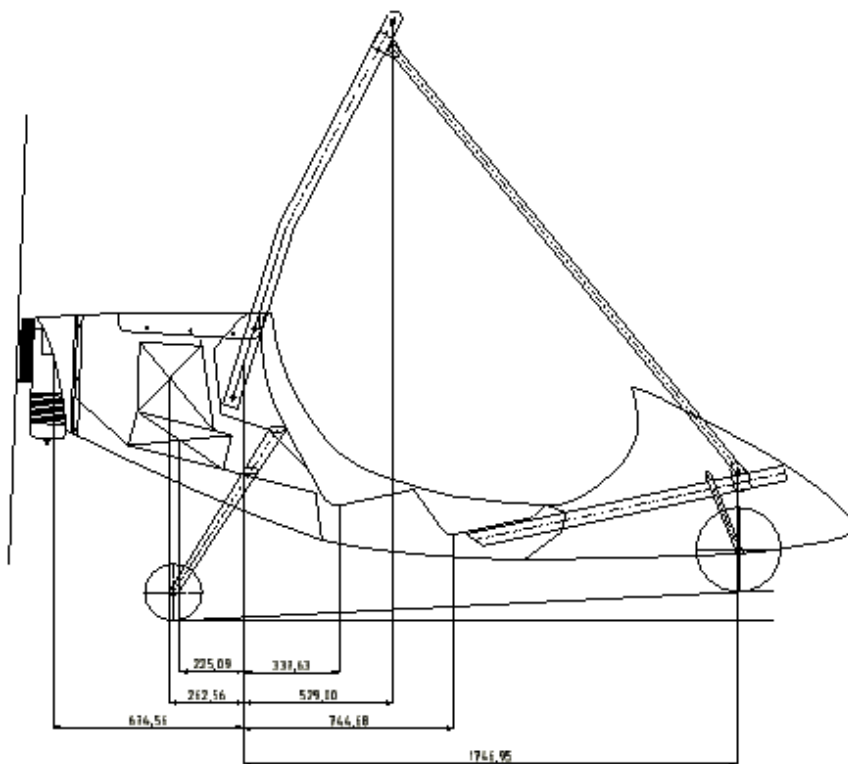
4.6 Dvousedadlová verze Ego trike

Konstrukce tohoto letounu byla vytvořena na základě zkušeností z předchozích verzí. Je vyrobena prodloužením jednosedadlové verze Ego trike.

Jelikož se změnil počet osádky, bylo nutné také posunout těžiště dopředu. To se docílilo zalomením páteřové trubky. Tím vyvstal hlavní problém, jelikož zalomená trubka nevypadala na letounu příliš esteticky a kapotáž by byla příliš složitá, výrobce navrhl vytvořit nosník aerodynamického tvaru.



Obr. 22: Zástavba nového nosníku do dvousedadlové verze Ego trike



Obr. 23: Výkres s rozměrovými parametry vůči těžišti dvousedadlové verze Ego trike

Zatížení		Maximální přetížení	Bezpečnost	Síly
motor	22,0 kg	4 g	1,875	1618,097250 N
palivo	16,0 kg			1176,798 N
padák	9,0 kg			661,948875 N
tříkolka	40,0 kg			2941,995 N
pilot	110,0 kg			8090,48625 N
copilot	90,0 kg			6619,48875 N

Tab. 17: Hmotnosti komponent a jejich normativní síly

Vzdálenosti k podpěře		Úhly	
Motor	674,56 mm	α	17°
Palivo	262,56 mm	β	37°
Padák	225,09 mm	γ	54°
Tříkolka	610,85 mm		
Pilot	744,68 mm		
Copilot	337,63 mm		
L	1747 mm		
K	1242,5 mm		

Tab. 18: Jednotlivé vzdálenosti dílů od těžiště letounu

4.7 Materiálové vlastnosti komponent

Nový páteřový nosník je tvořen ze třech částí, které jsou slepeny. První část je obal, je tvořen z dvou vrstev uhlíkové tkaniny 160, dále pak 4 milimetry pěny herex C 70.75 (mechanické parametry jsou uvedeny v příloze) a z druhé strany to zakončují dvě vrstvy keprové tkaniny.

Poté je tu U profil, ten má funkci rozpěrnou. Má zabraňovat kolaps nosníku a přidává mu tuhost na krut. Ten je tvořen ze dvou vrstev tkaniny, 4 mm vrstva pěny a jedna vrstva tkaniny.

Poslední částí je kostra. Ta má přenášet většinu síly, která je na nosník vyvíjena. Je tvořena pouze jednosměrným rovinám Torayca T700.

Tkanina je tvořena vlákny Torayca T300, jejíž technický list je uveden v příloze a je kladena s úhly vláken $+45^\circ$ a -45° . Vše je slepeno pryskyřicí LG285. Poměr pryskyřice a vláken je cca 60 %.

Obal	
Modul pružnosti E_x (GPa)	0,489037
Modul pružnosti E_y (GPa)	0,489037
Modul pružnosti E_z (GPa)	2,34916
Modul pružnosti ve smyku G_{xy} (GPa)	8,22035
Modul pružnosti ve smyku G_{xz} (GPa)	0,21897
Modul pružnosti ve smyku G_{yz} (GPa)	0,21897
Poissonova konstanta μ_{xy} (-)	0,972409
Poissonova konstanta μ_{yx} (-)	0,972409
Hustota ρ (kgm^{-3})	414,154
Tloušťka (mm)	5,2

Tab. 19: Mechanické parametry obalové vrstvy

U profil	
Modul pružnosti E_x (GPa)	0,41304
Modul pružnosti E_y (GPa)	0,41304
Modul pružnosti E_z (GPa)	1,88324
Modul pružnosti ve smyku G_{xy} (GPa)	6,54885
Modul pružnosti ve smyku G_{xz} (GPa)	0,180405
Modul pružnosti ve smyku G_{yz} (GPa)	0,180405
Poissonova konstanta μ_{xy} (-)	0,970761
Poissonova konstanta μ_{yx} (-)	0,970761
Hustota ρ (kgm^{-3})	345,959
Tloušťka (mm)	4,9

Tab. 20: Mechanické parametry U profilu

Kostra	
Modul pružnosti E_x (GPa)	138,636
Modul pružnosti E_y (GPa)	7,91338
Modul pružnosti E_z (GPa)	7,91338
Modul pružnosti ve smyku G_{xy} (GPa)	0,437201
Modul pružnosti ve smyku G_{xz} (GPa)	0,437201
Modul pružnosti ve smyku G_{yz} (GPa)	1,26054
Poissonova konstanta μ_{xy} (-)	0,342038
Poissonova konstanta μ_{yx} (-)	0,0195236
Hustota ρ (kgm^{-3})	1552
Tloušťka (mm)	-

Tab. 21: Mechanické parametry vnitřní kostry

4.7.1 Výpočet silové zatížení bez přední trubky

$$R_x = 0N \quad (28)$$

První část:

$$R_{y1} = F_{motor} + F_{palivo} + F_{padák} \quad (29)$$

$$M_1 = -(F_{motor}M_{otor} + F_{palivo}P_{alivo} + F_{padák}P_{adák}) \quad (30)$$

Druhá část:

$$R_{y2} = F_{copilot} + F_{třikolka} + F_{pilot} \quad (31)$$

$$M_2 = F_{copilot}C_{opilot} + F_{třikolka}T_{řikolka} + F_{pilot}P_{ilot} \quad (32)$$

$$R_y = \sum_{i=1}^2 R_{yi} \quad (33)$$

$$M = \sum_{i=1}^2 M_i \quad (34)$$

R_{y1}	R_{y2}
3456,844125 N	17651,97 N
M_1	M_2
-1549,48184 Nm	10056,88 Nm
R_y	
21108,81 N	
M	
8507,397 Nm	

Tab. 22: Silové působení na nový páteřový nosník

4.7.2 Síly v prutech

A

$$x: -R_{ax} - R_6 \sin \alpha = 0 \quad (35)$$

$$y: R_1 + R_6 \cos \alpha = 0 \quad (36)$$

B

$$x: -R_{bx} - R_7 - R_9 \sin \gamma = 0 \quad (37)$$

$$y: R_{by} - R_1 + R_2 + R_9 \cos \gamma = 0 \quad (38)$$

C

$$x: -F_x - R_3 \sin \delta' - R_4 \sin \rho' = 0 \quad (39)$$

$$y: F_y - R_4 \cos \delta' - R_4 \cos \rho' = 0 \quad (40)$$

$$\delta' = 90 - \delta; \rho' = 90 - \rho$$

D

$$x: -R_8 + R_3 \cos \delta = 0 \quad (41)$$

$$y: -R_2 + R_3 \sin \delta = 0 \quad (42)$$

E

$$x: R_8 + R_4 \cos \delta + R_9 \cos \gamma' - R_5 \sin \beta' = 0 \quad (43)$$

$$y: R_4 \sin \delta - R_9 \sin \gamma' - R_5 \cos \beta' = 0 \quad (44)$$

$$\beta' = 90 - \beta; \gamma' = 90 - \gamma$$

F

$$x: -R_7 - R_6 \cos \alpha' + R_5 \cos \beta = 0 \quad (45)$$

$$y: -R_6 \sin \alpha' + R_5 \sin \beta = 0 \quad (46)$$

$$\alpha' = 90 - \alpha$$

Výpočty

$$R_4 = \frac{F_y \sin \delta' + F_x \cos \delta'}{\sin(\delta' - \rho')} \quad (47)$$

$$R_3 = \frac{-F_x - R_4 \sin \rho'}{\sin \delta'} \quad (48)$$

$$R_8 = R_3 \cos \delta \quad (49)$$

$$R_2 = R_3 \sin \delta \quad (50)$$

$$R_9 = -\frac{R_8 \cos \beta' + R_4 [\cos(\rho + \beta')]}{[\cos(\gamma' + \beta')]} \quad (51)$$

$$R_5 = \frac{R_4 \sin \rho - R_9 \sin \gamma'}{\cos \beta'} \quad (52)$$

$$R_6 = \frac{R_5 \sin \beta}{\sin \alpha'} \quad (53)$$

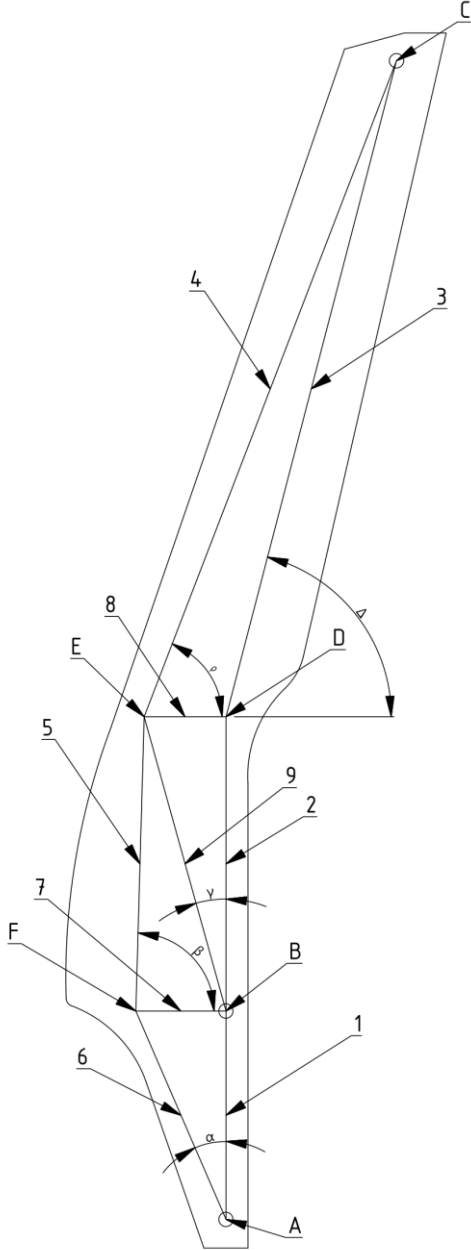
$$R_7 = R_5 \cos \beta - R_6 \cos \alpha' \quad (54)$$

$$R_1 = -R_6 \cos \alpha \quad (55)$$

$$R_{ax} = -R_6 \sin \alpha \quad (56)$$

$$R_{bx} = -R_7 - R_9 \sin \gamma \quad (57)$$

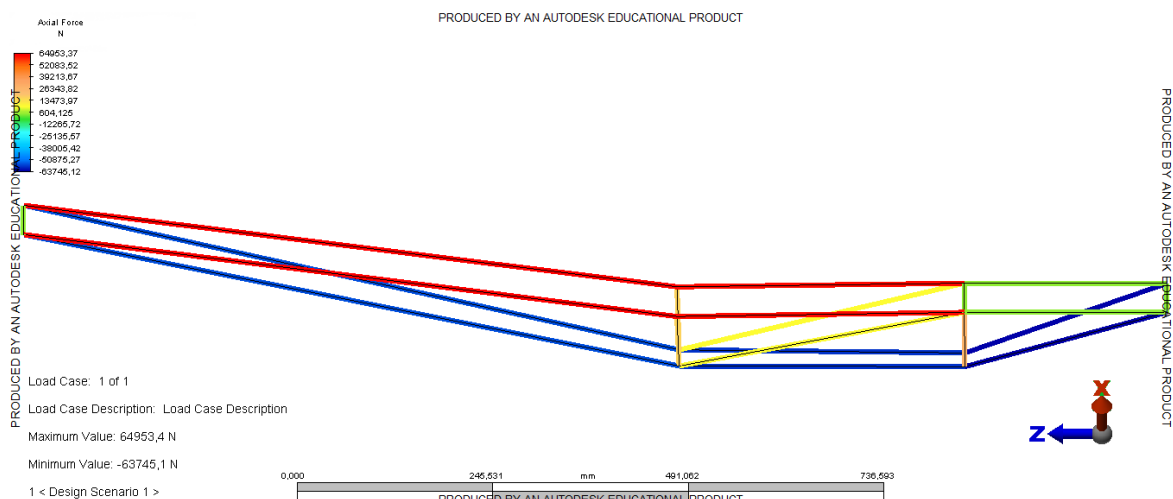
$$R_{by} = R_1 - R_2 - R_9 \cos \gamma \quad (58)$$



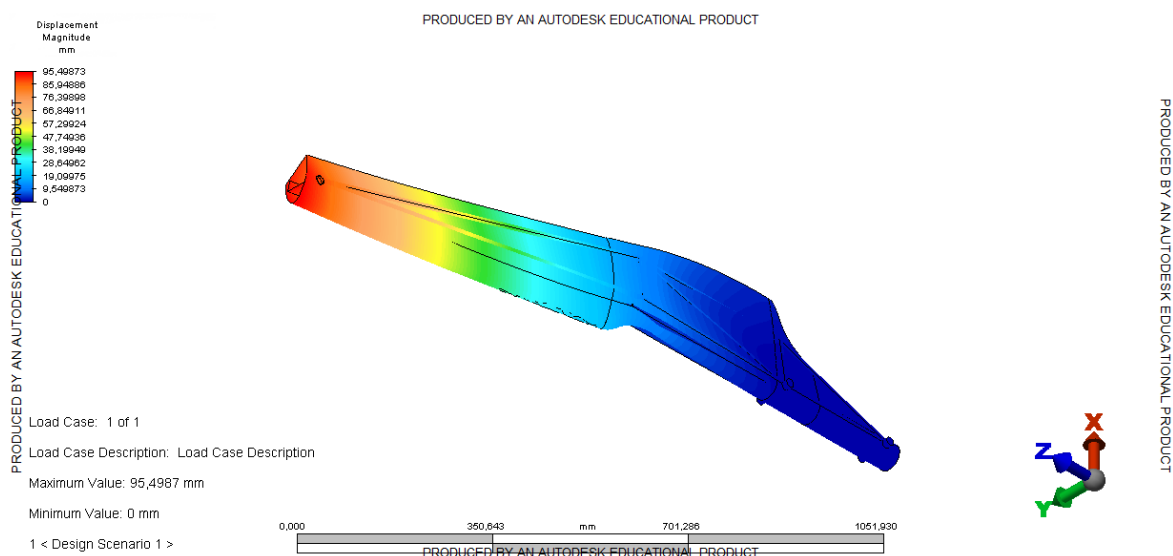
Obr. 24: Označení uzlů, prutů a umístění úhlů nového páteřového nosníku

Síly		Úhly		Síly v prutech		Reakce v ukotvení	
F_x	3519,1061 N	α	23,3 °	R_1	60463,8778 N	R_{ax}	26039,8597 N
F_y	11229,4811 N	β	88,4 °	R_2	62458,2187 N	R_{bx}	-26634,7572 N
		γ	15,5 °	R_3	65575,7129 N	R_{by}	-11229,48126 N
		δ	75,4 °	R_4	-55944,5508 N		
		ρ	69 °	R_5	-60487,4609 N		
				R_6	-65487,4609 N		
				R_7	24350,9507 N		
				R_8	16639,6279 N		
				R_9	8545,9526 N		

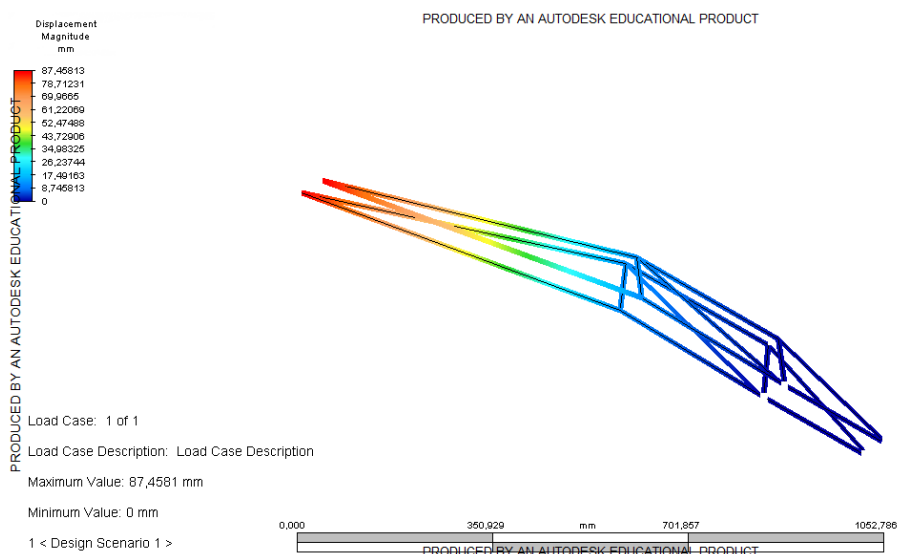
Tab. 23: Silové působení na vnitřní prutovou kostru



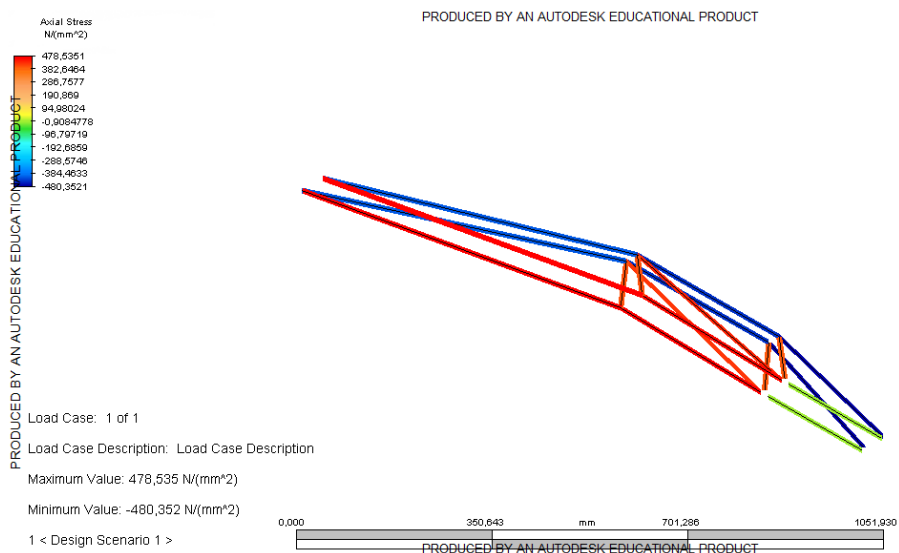
Obr. 25: Simulace axiální síly v prutové soustavě



Obr. 26: Deformace nového páteřového nosníku



Obr. 27: Deformace kostry uvnitř páteřového nosníku



Obr. 28: Axiální napětí kostry uvnitř páteřového nosníku

5 Návrh zkušebního zařízení

Pro ověření chování páteřového nosníku v praxi je nutná mechanická zkouška. Pro provedení zkoušky je důležité z konstrukčního hlediska návrh zařízení, které zafixuje nosník. Při návrhu je nutné zohlednit pravděpodobné chování nosníku a chování i samotné upínací konzole, jelikož zde pracujeme s velkými silami.

Důležitými podmínkami jsou: jednoduchost konstrukce a odolnost proti danému zatížení.

5.1 Mechanická zkouška

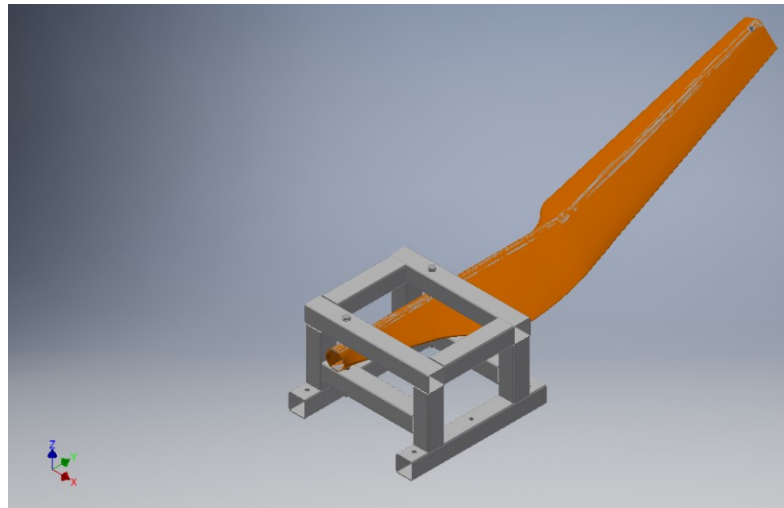
Zkouška bude prováděna na novém páteřovém nosníku. Je definována silami, které jsem vypočetl výše v kapitole 4.7.1. Ta by měla probíhat tak, že nosník bude postupně zatěžován, na dané síle by měl vydržet 3 s. Pokud tento díl po vypršení času zůstane bez velkých strukturálních poškození, prošel testem. Tím ale test nekončí, díl se bude zatěžovat dále, až do bodu, kdy dojde k destrukci, jelikož chceme znát jeho skutečnou pevnost a nejslabší místo celé konstrukce. V nejlepším případě by měl nosník prasknout při síle, která je o něco málo větší, než je námi definovaná síla.

Důležité je také, aby při zatěžování docházelo k minimu rázů. Jelikož při rázech vznikají nedefinované síly a kompozitní materiál je na toto velmi choulostivý. Mou představou je, že zatěžovací síla by byla vyvozena pomocí hydraulického systému. Tento návrh má mnohé výhody, první je taková, že pro vyvození dané síly je třeba malého a v celku jednoduchého okruhu, skládajícího se z čerpadla hydraulického válce a regulačního členu. Dalším důvodem je fakt, že u tohoto systému lze přesně určit sílu bez dalšího měřicího členu, protože lze jednoduchým převodem zjistit nutný tlak pro vyvození dané síly.

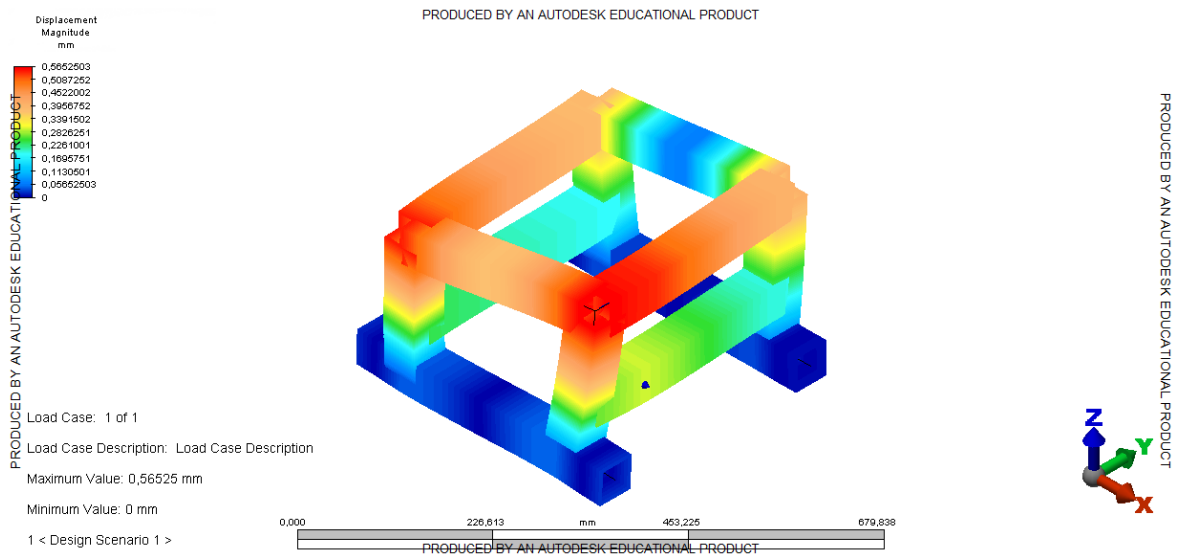
5.2 Konstrukce zkušebního zařízení

Jedná se o díl spojující zatěžovanou konstrukci a pevnou podložku. Tento díl by měl vzniknout jako svařenec z dutých čtvercových profilů. Vybral jsem tyto profily, jelikož jsou cenově levné, dobře se s nimi pracuje a poskytují dobrou tuhost konstrukce.

Výkres konstrukce naleznete v příloze.



Obr. 29: Návrh uložení páteřového nosníku



Obr. 30: Deformace uložení nosníku

6 Závěr

V teoretické části práce jsem obecně popsal jednotlivé hlavní komponenty malého letounu. Jde o trup, křídla, ovládací prvky, přistávací zařízení a motor. Jsou zde definovány parametry konstrukce malého letadla danou českou, ale i evropskou legislativou. Poté jsem se zabíral materiály, použité při stavbě. V této pasáži jsem se zaměřil především na kompozitní materiály, přesněji na uhlíkové kompozity.

V praktické části jsem řešil problematiku návrhu nového dílu, který by měl nahradit stávající. Pro porovnání a ověření parametrů dílů jsem si vybral statický zátěžový test dle LAA. Provedl jsem výpočty zatížení pro oba typy nosníků a u nového typu jsem pomocí prutové soustavy zjistil, jak velké síly působí na jednotlivé pruty kostry uvnitř dílu. Vytvořil jsem počítačové simulace obou dílů. Jelikož nový díl byl navrhován jako univerzální pro dva typy letounů, byl navrhován pro těžší variantu. Po provedení simulací jsem zjistil, že nový díl se chová při zatížení obdobně jako díl původní.

Dále jsem navrhl zkoušku a přípravku na upnutí tohoto nového dílu, jelikož pouze mechanická zkouška dokáže odhalit nedostatky dílu. Aby se ověřil matematický výpočet chování nového dílu, především velikosti deformace v jednotlivých částech.

Pokud by se v této práci pokračovalo, dalo by se výpočtem, či simulací přesně zjistit, v jakém místě a při jakém zatížení dochází k destrukci. Jak nový díl působí na stávající konstrukci letounu, popřípadě celý model modifikovat. Mimo zátěžový test existují i další testy, které prověřují letoun. Bavíme se zde o shozovém testu, kdy síla křídla působí na nosník, popřípadě bychom mohli jít i za rámec testů a otestovat nosník v limitních podmínkách, které se mohou vyskytnout za letu.

7 Seznam použité literatury

- [1]. Brunnerová, Petra. *Fosfazenové sloučeniny pro modifikace procesů sítování epoxidových pryskyřic* [online]. Brno, 2012.
Dostupné z: http://is.muni.cz/th/358125/prif_b/Bakalarska_prace.pdf.
Bakalářská práce. Masarykova univerzita. Vedoucí práce RNDR. Milan Alberti, CSc.
- [2]. BUCŇÁK, Ondřej. *Analýza sendvičových struktur metodou konečných prvků* [online]. Brno, 2014.
Dostupné z: https://www.vutbr.cz/www_base/zav_prace_soubor_veřejne.php?file_id=87130
Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně. Vedoucí práce doc. Ing. Michal Mališ, Ph.D.
- [3]. FENDRYCH, Josef a Bohumil PÍCHA. *Konstrukce letounů*. Liberec: Vysoká škola strojní a textilní v Liberci, 1986.
- [4]. GARWAL, Bhagwan D. a Lawrence J. BROUTMAN. *Vláknové kompozity*. Praha: SNTL, 1987.
- [5]. HRAZDÍRA, Matěj. *Materiály na bázi uhlíku a jejich využití* [online]. Brno, 2010. Dostupné z: https://www.vutbr.cz/www_base/zav_prace_soubor_veřejne.php?file_id=29700
Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně. Vedoucí práce ing. Lenka Klakurková, Ph.D.
- [6]. KAŇÁK, Ondřej. *Konstrukce křídla* [online]. Brno, 2010.
Dostupné z: https://www.vutbr.cz/www_base/zav_prace_soubor_veřejne.php?file_id=28332
Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně. Vedoucí práce doc. Ing. Ivo Jebáček, Ph.D.
- [7]. KOLÁŘ, Vladimír, Viktor KANICKÝ a Ivan NĚMEC. *FEM Principy a praxe metody konečných prvků*. Vyd. 1. Praha: Computer Press, 1997, 401 s. ISBN 80-722-6021-9.
- [8]. LEGENDRE, André. *Uhlíkové materiály: od černé keramiky k uhlíkovým vláknům*. Vyd. 1. Praha: Informatorium, 2001, 173 s. ISBN 80-860-7382-3.
- [9]. LIDARÍK, Miloslav. *Epoxidové pryskyřice*. 3. přeprac. a rozš. vyd. Praha: SNTL - Nakladatelství technické literatury, 1983, 729 s. Makromolekulární látky, sv. 6.
- [10]. LOUTOCKÝ, Jiří. *Návrh letounu pro vlečení a základní akrobacii* [online]. Brno, 2010.
Dostupné z: https://www.vutbr.cz/www_base/zav_prace_soubor_veřejne.php?file_id=27071

Diplomový práce. Vysoké učení technické v Brně. Vedoucí práce Ing. Michal Mališ, Ph.D.

- [11]. MAREK, Ondřej. *Konstrukce řízení ultralevých letounů* [online]. Brno, 2011.
Dostupné z: https://www.vutbr.cz/www_base/zav_prace_soubor_veřejne.php?file_id=39383
Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně. Vedoucí práce doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
- [12]. MIKULA, Martin. *Kompozitní materiály na bázi uhlíkových vláken* [online]. Brno, 2012.
Dostupné z: https://www.vutbr.cz/www_base/zav_prace_soubor_veřejne.php?file_id=54627
Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně. Vedoucí práce Ing. Karel Němec, Ph.D.
- [13]. *Návrh letounu pomocí programu MATLAB a Simulink* [online]. Praha 2007.
Dostupné z: <http://www.atpjournal.sk/buxus/docs/atp-2007-06-38.pdf>
- [14]. OLŠANSKÝ, Oldřich a Jiří MATĚJČEK. *Konstrukce a výpočet ultralehkých letounů: Příručka pro amatérské stavitele*. 1. Praha: Knihnice letecké amatérské asociace, 1999.
- [15]. *Poradní oběžník PO/TI-20-1 Příručka pro individuální stavbu letadla* [online]. Praha 2001.
Dostupné z: <http://www.caa.cz/letadla/individualni-stavby-letadel-experimental>
- [16]. *Posuzování způsobilosti individuálně stavěného letadla pověřenou organizací* [online]. Praha 2009.
Dostupné z: www.caa.cz/file/698_1_1/
- [17]. *Požadavky letové způsobilosti amatérsky postavených ELSA* [online]. Praha 2011.
Dostupné z: <http://www.laacr.cz/SiteCollectionDocuments/predpisy/2011-06-30-ELSA-A.pdf>
- [18]. *Přehled pravidel EU/EASA pro všeobecné letectví (GA)*. [online]. Praha 2015.
Dostupné z: <http://www.caa.cz/file/7673>
- [19]. *Technologie výroby kompozitů* [online].
Dostupné z: <http://www.havel-composites.com/clanky/4-Technologie/76-Technologie-jejich-popis-a-schemata.html>
- [20]. TOMALA, Daniel. *Návrh letounu podle předpisu FAR103* [online]. Brno, 2008.
Dostupné z:

<https://dspace.vutbr.cz/xmlui/bitstream/handle/11012/1212/diplomka.pdf?sequence=1&isAllowed=y>

Diplomový práce. Vysoké učení technické v Brně. Vedoucí práce prof. Ing. Antonín Píštěk, CSc.

[21]. VRBKA, Jan. *Mechanika kompozitů*. Brno, 2008.

Dostupné z: https://www.vutbr.cz/www_base/priloha.php?dpid=83340

[22]. ZVOLÁNEK, Jiří. Zhodnocení výroby ultralehkých letadel v České republice [online]. Brno, 2008.

Dostupné z: https://www.vutbr.cz/www_base/zav_prace_soubor verejne.php?file_id=6588

Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně. Vedoucí práce Ing. Miroslav Šplíchal, Ph.D.

8 Přílohy

TECHNICAL
DATA SHEET
No. CFA-005

TORAYCA® T700S DATA SHEET

Highest strength, standard modulus fiber available with excellent processing characteristics for filament winding and prepreg. This never twisted fiber is used in high tensile applications like pressure vessels, recreational, and industrial.

F I B E R P R O P E R T I E S

	English	Metric	Test Method
Tensile Strength	711 ksi	4,900 MPa	TY-030B-01
Tensile Modulus	33.4 Msi	230 GPa	TY-030B-01
Strain	2.1 %	2.1 %	TY-030B-01
Density	0.065 lbs/in ³	1.80 g/cm ³	TY-030B-02
Filament Diameter	2.8E-04 in.	7 µm	
Yield			
6K	3,724 ft/lbs	400 g/1000m	TY-030B-03
12K	1,862 ft/lbs	800 g/1000m	TY-030B-03
24K	903 ft/lbs	1,650 g/1000m	TY-030B-03
Sizing Type	50C	1.0 %	TY-030B-05
& Amount	60E	0.3 %	TY-030B-05
	F0E	0.7 %	TY-030B-05
Twist	Never twisted		

F U N C T I O N A L P R O P E R T I E S

CTE	-0.38 α·10 ⁻⁶ /°C
Specific Heat	0.18 Cal/g·°C
Thermal Conductivity	0.0224 Cal/cm·s·°C
Electric Resistivity	1.6 x 10 ⁻³ ·cm
Chemical Composition: Carbon	93 %
Na + K	<50 ppm

C O M P O S I T E P R O P E R T I E S *

Tensile Strength	370 ksi	2,550 MPa	ASTM D-3039
Tensile Modulus	20.0 Msi	135 GPa	ASTM D-3039
Tensile Strain	1.7 %	1.7 %	ASTM D-3039
Compressive Strength	215 ksi	1,470 MPa	ASTM D-695
Flexural Strength	245 ksi	1,670 MPa	ASTM D-790
Flexural Modulus	17.5 Msi	120 GPa	ASTM D-790
ILSS	13 ksi	9 kgf/mm ²	ASTM D-2344
90° Tensile Strength	10.0 ksi	69 MPa	ASTM D-3039

* Toray 250°F Epoxy Resin. Normalized to 60% fiber volume.

T O R A Y C A R B O N F I B E R S A M E R I C A , I N C .

T700S

COMPOSITE PROPERTIES **

Tensile Strength	355 ksi	2,450 MPa	ASTM D-3039
Tensile Modulus	18.0 Msi	125 GPa	ASTM D-3039
Tensile Strain	1.7 %	1.7 %	ASTM D-3039
Compressive Strength	230 ksi	1,570 MPa	ASTM D-695
Compressive Modulus	--- Msi	--- GPa	ASTM D-695
In-Plane Shear Strength	14 ksi	98 MPa	ASTM D-3518
ILSS	15.5 ksi	11 kgf/mm ²	ASTM D-2344
90° Tensile Strength	10.0 ksi	70 MPa	ASTM D-3039

** Toray Semi-Toughened 350°F Epoxy Resin. Normalized to 60% fiber volume.

See Section 4 for Safety & Handling information. The above properties do not constitute any warranty or guarantee of values. These values are for material selection purposes only. For applications requiring guaranteed values, contact our sales and technical team to establish a material specification document.

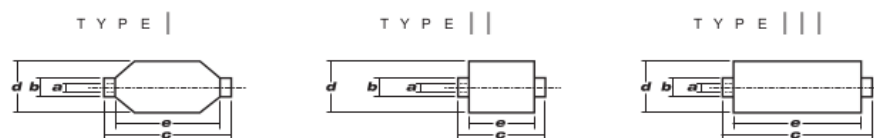
PACKAGING

The table below summarizes the tow sizes, twists, sizing types, and packaging available for standard material. Other bobbin sizes may be available on a limited basis.

Tow Sizes	Twist ¹	Sizing	Bobbin Net Weight (kg)	Bobbin Type ²	Bobbin Size (mm)					Spools per Case	Case Net Weight (kg)
					a	b	c	d	e		
6K	C	50C	2.0		76.5	82.5	280	140	252	12	24
	C	50C	6.0		76.5	82.5	280	200	252	4	24
12K	C	60E	6.0		76.5	82.5	280	200	252	4	24
	C	F0E	6.0		76.5	82.5	280	200	252	4	24
24K	C	50C	6.0		76.5	82.5	280	200	252	4	24
	C	60E	6.0		76.5	82.5	280	200	252	4	24
	C	F0E	6.0		76.5	82.5	280	200	252	4	24

¹ Twist A: Twisted yarn B: Untwisted yarn made from a twisted yarn through an untwisting process C: Never twisted yarn

² Bobbin Type See Diagram below



TORAY CARBON FIBERS AMERICA, INC.

6 Hutton Centre Drive, Suite #1270, Santa Ana, CA 92707 TEL: (714) 431-2320 FAX: (714) 424-0750
Sales@Toraycfa.com Technical@Toraycfa.com www.torayusa.com

TORAYCA® T300 DATA SHEET

Baseline carbon fiber used in aerospace applications. Has 30 year production history and is known for its balanced composite properties, high quality, consistency, reliability and supplyability.

F I B E R P R O P E R T I E S

		English	Metric	Test Method
Tensile Strength		512 ksi	3,530 MPa	TY-030B-01
Tensile Modulus		33.4 Msi	230 GPa	TY-030B-01
Strain		1.5 %	1.5 %	TY-030B-01
Density		0.064 lbs/in ³	1.76 g/cm ³	TY-030B-02
Filament Diameter		2.8E-04 in.	7 µm	
Yield	1K	22,568 ft/lbs	66 g/1000m	TY-030B-03
	3K	7,523 ft/lbs	198 g/1000m	TY-030B-03
	6K	3,761 ft/lbs	396 g/1000m	TY-030B-03
	12K	1,862 ft/lbs	800 g/1000m	TY-030B-03
Sizing Type	40A, 40B		1.0 %	TY-030B-05
& Amount	40D		0.7 %	TY-030B-05
	50A, 50B		1.0 %	TY-030B-05
	Twist	Twisted, Untwisted, or Never twisted		

F U N C T I O N A L P R O P E R T I E S

CTE	-0.41 $\alpha \cdot 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$
Specific Heat	0.19 Cal/g $\cdot^{\circ}\text{C}$
Thermal Conductivity	0.025 Cal/cm $\cdot\text{s}\cdot^{\circ}\text{C}$
Electric Resistivity	$1.7 \times 10^{-3} \text{ } \Omega \cdot \text{cm}$
Chemical Composition: Carbon	93 %
Na + K	<50 ppm

C O M P O S I T E P R O P E R T I E S *

Tensile Strength	270 ksi	1,860 MPa	ASTM D-3039
Tensile Modulus	20.0 Msi	135 GPa	ASTM D-3039
Tensile Strain	1.3 %	1.3 %	ASTM D-3039
Compressive Strength	215 ksi	1,470 MPa	ASTM D-695
Flexural Strength	260 ksi	1,810 MPa	ASTM D-790
Flexural Modulus	18.0 Msi	125 GPa	ASTM D-790
ILSS	14 ksi	10 kgf/mm ²	ASTM D-2344
90° Tensile Strength	11.0 ksi	76 MPa	ASTM D-3039

* Toray 250°F Epoxy Resin. Normalized to 60% fiber volume.

T O R A Y C A R B O N F I B E R S A M E R I C A , I N C .

T300

COMPOSITE PROPERTIES **

Tensile Strength	255 ksi	1,760 MPa	ASTM D-3039
Tensile Modulus	19.5 Msi	130 GPa	ASTM D-3039
Tensile Strain	1.3 %	1.3 %	ASTM D-3039
Compressive Strength	230 ksi	1,570 MPa	ASTM D-695
Compressive Modulus	18.5 Msi	125 GPa	ASTM D-695
In-Plane Shear Strength	14 ksi	98 MPa	ASTM D-3518
ILSS	15.5 ksi	11 kgf/mm ²	ASTM D-2344
90° Tensile Strength	11.5 ksi	80 MPa	ASTM D-3039

** Toray Semi-Toughened 350°F Epoxy Resin. Normalized to 60% fiber volume.

See Section 4 for Safety & Handling information. The above properties do not constitute any warranty or guarantee of values.

These values are for material selection purposes only. For applications requiring guaranteed values, contact our sales and technical team to establish a material specification document.

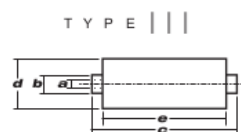
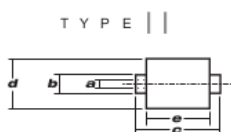
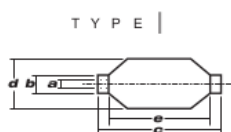
PACKAGING

The table below summarizes the tow sizes, twists, sizing types, and packaging available for standard material. Other bobbin sizes may be available on a limited basis.

Tow Sizes	Twist ¹	Sizing	Bobbin Net Weight (kg)	Bobbin Type ²	Bobbin Size (mm)					Spools per Case	Case Net Weight (kg)
					a	b	c	d	e		
1K	A	40A, 50A	1.0	I	94	99	320	135	260	15	15
	A	40A, 50A	1.0	II	76	82	192	132	156	16	16
	B	50B	1.0	II	76	82	192	132	156	16	16
3K	A	40A, 50A	2.0	II	76	82	192	157	156	12	24
	B	40B, 50B	2.0	II	76	82	192	157	156	12	24
6K	A	40D, 50A	2.0	II	76	82	192	157	156	12	24
	B	40D, 50B	2.0	II	76	82	192	157	156	12	24
12K	A	50A	4.0	II	76	82	192	204	156	6	24
	B	50B	4.0	II	76	82	192	204	156	6	24

¹ Twist A: Twisted yarn B: Untwisted yarn made from a twisted yarn through an untwisting process

² Bobbin Type See Diagram below



TORAY CARBON FIBERS AMERICA, INC.

6 Hutton Centre Drive, Suite #1270, Santa Ana, CA 92707 TEL: (714) 431-2320 FAX: (714) 424-0750
Sales@Toraycfa.com Technical@Toraycfa.com www.torayusa.com

TECHNICKÝ LIST

GRM Systems s.r.o.

Datum vydání: 07.11. 2004

stránka

1/3

Datum revize: 05.01. 2005

verze

1.1

LAMINAČNÍ PRYSKYŘICE LG 285 TUŽIDLA HG 285, HG 286, HG 287

Charakteristika:

Pryskyřice LG 285 je pryskyřice se zvýšenou vazností a reaktivitou, vyznačující se mimořádnou flexibilitou při zachování velmi vysoké pevnosti a teplotní odolnosti. Pryskyřice obsahuje modifikační činidlo, mimořádně zlepšující průnik laminační směsi do tkaniny.

Tužidlo HG 285 je nízkoviskózní aminické tužidlo, umožňující laminaci i za pokojové teploty bez následného dotvrzení za tepla. Gel-time (100g) při 23°C je 50 minut.

Tužidlo HG 286 je nízkoviskózní cykloalifatické tužidlo s dotvrzovacími přísadami, umožňujícími laminaci i ve variantě bez následného tepelného dotvrzování. Gel-time (100g) při 23°C je 110 – 120 minut.

Tužidlo HG 287 je nízkoviskózní cykloalifatické tužidlo pro epoxid LG 285. Za pokojové teploty (23 °C) dotvrzuje za 2 – 7 dní. Při rychlejším cyklu doporučujeme výrobky temperovat na min. 35 °C. Gel-time (100g) při 23 °C je cca 160 – 180 minut.

Použití:

Epoxid LG 285 se používá pro laminaci za pokojové, ale i zvýšené teploty, k přípravě komposit s vyšší tepelnou odolností a výbornými mechanickými vlastnostmi. Je předurčen k výrobě náročných kompozitních dílců, např. sportovních letadel, modelů, lodí a forem.

Po tepelném vytvrzení při 50 – 55 °C systém odolává pracovním teplotám – 60 až + 60 °C. Po tepelném vytvrzení na 80 – 90 °C je pracovní teplota systému posouvá až nad 80°C.

Systém je použitelný pro všechny běžně používané výztuže, jako jsou například skleněná, uhlíková nebo aramidová vlákna, sendvičové materiály atd..

Systém je kompatibilní se všemi běžnými polyesterovými gelcoaty a nátěrovými hmotami. Přesto doporučujeme jednotlivé kombinace nejprve předem vyzkoušet.

Aplikace:

Se systémem doporučujeme pracovat v rozmezí teplot 20 až 30°C běžnými zpracovatelskými postupy pro výrobu kompozitů.

Vytvrzení:

Tento systém byl navržen tak, aby dostatečně vytvrzoval i při pokojové teplotě od 18 – 30 °C, proto může být zpracováván i při pokojové teplotě a používán bez následného tepelného vytvrzení. Při teplotách pod 18°C je čas dotvrzení minimálně dvojnásobný. Doba zpracovatelnosti je dle použitého tužidla.

Vytvrzováním při pokojové teplotě (cca 25 °C) po dobu 24 hodin lze dosáhnout tepelného odporu 55 – 65 °C.

Při vytvrzení za tepla lze dosáhnout teplotní odolnosti až 110 °C, viz. Tabulka teplotních odolností (str.2).

Systém LG 285
Stránka 2/3

Gel time:

- Nános do vrstvy 1 mm při různých teplotách

LG 285	HG 285	HG 286	HG 287
Při 25 °C	2 - 3 hod.	3 – 5 hod.	cca 6 – 8 hod.
Při 50 °C	1 hod.	1,5 - 2 hod.	cca 3 - 5 hod.

Teplotní odolnost:

Přyskyřice LG 285	Tužidlo HG 285	Tužidlo HG 286	Tužidlo HG 287
Při 23°C (2-7 dní)	45 - 50 °C	55 °C	60 °C
Při 50°C (3hodiny)	65 °C	65 °C	70 °C
Při 60°C (>3hodiny)	73 °C	77 °C	80 °C
Při 90°C (>2hodiny)	80 °C	95 °C	100 °C
Při 120 °C (2 hodiny)	85 °C	105 °C	110 °C

Poměr míchání:

	Přyskyřice + tužidlo
Složky váhově	100 : 40
Složky objemově	100 : 50

Vlastnosti:

	Jednotka	Laminační přyskyřice LG 285
Hustota	g/cm ³ (25°C)	1,18 - 1,23
Viskozita	mPa/s (25°C)	600 – 900
Ekvivalent epoxidu	mol/1kg	165 – 170
Index epoxidu	-	0,59 - 0,65
Barva	Gardner	max 3

	Jednotka	Tužidlo HG	Tužidlo HG	Tužidlo HG ²
Hustota	g/cm ³ (25°C)	0,94	0,94	0,94
Viskozita	mPa/s (25°C)	50 - 100	80 - 120	50 - 100
Aminové číslo	mg KOH/g	480 - 550	450 - 500	450 – 500
Barva	Gardner	max 3*	max 3*	max 3*

* Vztahuje se k nebarvenému tužidlu.

Podrobnosti pro zpracování:

	Pryskyřice LG 285	Tužidlo HG 285	Tužidlo HG 286	Tužidlo HG 287
Průměrná hodnota epoxidu	0,62	-	-	-
Průměrný ekvivalent aminu	-	64	64	64
Skladování	6 měsíců v originálním obalu			

Skladování:

Pryskyřice a tužidla mohou být skladovány po dobu nejméně 6 měsíců v pečlivě utěsněných kontejnerech. Při teplotách pod + 15 °C mohou pryskyřice a tužidla zkrystalizovat. Krystalizace je patrná jako zamlžení či změna tekuté podoby obsahu kontejneru na pevnou. Před zpracováním se musí krystalizace zahřátím odstranit. Pomalu zahřejete až do přibližně 50 – 60 °C ve vodní lázni nebo peci a mícháním či potřásáním uvedete obsah kontejneru do původního stavu bez jakékoli vady na kvalitě. Zpracovávejte pouze výrobky zcela jednotné barvy. Před zahřátím lehce kontejner otevřete, aby došlo k vyrovnání tlaku. Během zahřívání buďte opatrní. Nezahřívejte nad otevřeným ohněm! Při míchání používejte bezpečnostní pomůcky (rukavice, brýle, respirátor).

Orientační mechanické parametry vytvrzené nevyztužené pryskyřice:

Mez pevnosti v ohybu	MPa	110 - 120
E – modul - ohyb	MPa	700 - 3300
Mez pevnosti v tahu	MPa	75 - 85
Mez pevnosti v tlaku	MPa	130 - 150
Tažnost	%	5 – 6,5
Rázová houževnatost	KJ/m ⁻²	38 - 48
Shore D	-	85

Poznámka:

Tento technický list byl vytvořen na základě našich nejnovějších poznatků a podle nejlepšího vědomí a svědomí. Jelikož nejsme schopni kontrolovat správnost použití našich výrobků, nemůžeme garantovat ani výsledky. **Přesto rádi poradíme.**

Angle

Diameter

Braid Characteristics Relative to Nominal Condition (+/-45°)

Desired Braid Angle in Application

Characteristic	Glass	Carbon
Braid Characteristics Relative to Nominal Condition (45°)		
% Change in diameter	-18.9	-18.9
% Change in length/yield	15	15
% Change in areal weight/ply thickness	6	6
Predicted braid mechanical property characteristics		
Axial modulus (msi)	3.1	6.0
Transverse modulus (msi)	1.8	2.3
In-plane shear modulus (msi)	1.4	4.7
Axial tensile strength (ksi)	32	69
Transverse tensile strength (ksi)	11	17

The reported values are nominal laminate and can change due to a number of variables. This is offered for general information/convenience only. Actual results will vary based upon individual specifications. Rely only on individual testing and not on the values reported using this braid calculator. The provider shall not be liable for injury, loss, or damage whether direct or consequential arising out of the use of the data provided herein.

Angle

Diameter

Braid Characteristics Relative to Nominal Condition (+/-45°)

Desired Braid Angle in Application

Characteristic	Glass	Carbon
Braid Characteristics Relative to Nominal Condition (45°)		
% Change in diameter	-9.1	-9.1
% Change in length/yield	8	8
% Change in areal weight/ply thickness	1	1
Predicted braid mechanical property characteristics		
Axial modulus (msi)	2.7	4.5
Transverse modulus (msi)	2.0	2.7
In-plane shear modulus (msi)	1.5	5.1
Axial tensile strength (ksi)	23	50
Transverse tensile strength (ksi)	13	24

The reported values are nominal laminate and can change due to a number of variables. This is offered for general information/convenience only. Actual results will vary based upon individual specifications. Rely only on individual testing and not on the values reported using this braid calculator. The provider shall not be liable for injury, loss, or damage whether direct or consequential arising out of the use of the data provided herein.

Angle

Diameter

Braid Characteristics Relative to Nominal Condition (+/-45°)

Desired Braid Angle in Application

Characteristic	Glass	Carbon
Braid Characteristics Relative to Nominal Condition (45°)		
% Change in diameter	-9.1	-9.1
% Change in length/yield	8	8
% Change in areal weight/ply thickness	1	1
Predicted braid mechanical property characteristics		
Axial modulus (msi)	2.7	4.5
Transverse modulus (msi)	2.0	2.7
In-plane shear modulus (msi)	1.5	5.1
Axial tensile strength (ksi)	23	50
Transverse tensile strength (ksi)	13	24

The reported values are nominal laminate and can change due to a number of variables. This is offered for general information/convenience only. Actual results will vary based upon individual specifications. Rely only on individual testing and not on the values reported using this braid calculator. The provider shall not be liable for injury, loss, or damage whether direct or consequential arising out of the use of the data provided herein.

Angle

Diameter

Braid Characteristics Relative to Nominal Condition (+/-45°)

Desired Braid Angle in Application

Characteristic	Glass	Carbon
Braid Characteristics Relative to Nominal Condition (45°)		
% Change in diameter	0.0	0.0
% Change in length/yield	0	0
% Change in areal weight/ply thickness	0	0
Predicted braid mechanical property characteristics		
Axial modulus (msi)	2.4	3.5
Transverse modulus (msi)	2.4	3.5
In-plane shear modulus (msi)	1.5	5.2
Axial tensile strength (ksi)	17	35
Transverse tensile strength (ksi)	17	35

The reported values are nominal laminate and can change due to a number of variables. This is offered for general information/convenience only. Actual results will vary based upon individual specifications. Rely only on individual testing and not on the values reported using this braid calculator. The provider shall not be liable for injury, loss, or damage whether direct or consequential arising out of the use of the data provided herein.

Angle

Diameter

Braid Characteristics Relative to Nominal Condition (+/-45°)

Desired Braid Angle in Application

Characteristic	Glass	Carbon
Braid Characteristics Relative to Nominal Condition (45°)		
% Change in diameter	15.8	15.8
% Change in length/yield	-18	-18
% Change in areal weight/ply thickness	6	6
Predicted braid mechanical property characteristics		
Axial modulus (msi)	1.8	2.3
Transverse modulus (msi)	3.1	6.0
In-plane shear modulus (msi)	1.4	4.7
Axial tensile strength (ksi)	11	17
Transverse tensile strength (ksi)	32	69

The reported values are nominal laminate and can change due to a number of variables. This is offered for general information/convenience only. Actual results will vary based upon individual specifications. Rely only on individual testing and not on the values reported using this braid calculator. The provider shall not be liable for injury, loss, or damage whether direct or consequential arising out of the use of the data provided herein.

Zpráva pro zákazníka



COMPOTECH+
Composite Structural Tubes

Projekt: **###**
Zákazník: **CompoTech**

CompoTech Plus s.r.o.
Družstevní 159
Sušice I. 342 01
Tel.: +420 376 521 131
Fax: +420 376 522 350
www.compotech.com
ondrej@compotech.com
vitek@compotech.com

Název trubky: **Ultralight CC 53,8/50-2500**
Cena trubky: **Kč - - - ?** Bez DPH, bez dopravy

Soubor: Ultralight 54-50-2500 V.1 R.0 CR.18.xls
Seznam výkres. dokument.: -
Konstruktér: **V.Krpálek (07/02/12)**
Datum: 4.12.2014
Schválil: **Krpálek**

Válcová trubka			
Hmotnost trubky :	1,11 ±5% Kg		
Délka trubky :	2500 +5 mm		
Vevý vnitřní průměr :	50,2 mm	Pravý vnitřní průměr :	50,2 mm
Levý vnější průměr :	53,8 mm	Pravý vnější průměr :	53,8 mm
Tloušť. stěny vlevo :	1,8 mm	Tloušť. stěny vpravo :	1,8 mm
Tolerances:	ID	50,2 +/-0,2	
	OD	53,8 +/-0,4	

Zatížení a mechanické vlastnosti ve vyšetřovaném průřezu			
Vzdálenost vyšetřovaného průřezu od levého konce:		0 mm	
Ohybový moment :	0,0 Nm	Osový modul pružnosti trubky* :	79597 MPa
Vnitřní tlak :	0,0 MPa	Tečný modul pružnosti trubky* :	24170 MPa
		Modul pružnosti trubky ve smyku* :	15419 MPa
Osová síla :	0,0 N	Teplot. roztaž. v osovém směru* :	5,1E-07 1/K
Krouticí moment :	0,0 Nm	Teplot. roztaž. v tečném směru* :	1,1E-05 1/K
		Ohybová tuhost* :	8,0E+09 Nmm²
		Kroutová tuhost* :	3,1E+09 Nmm²

Laminát							
Číslo vrstvy	Objem. podíl vlákn	Typ vlákn	Tloušťka vrstvy*	Úhel návinu*	Osová napětí*	Tečné napětí*	Smyk. nap. od krutu
	%		mm	°	MPa	MPa	MPa
1	59	sts	0,236	87,64	0,00	0,00	0,00
2	59	sts	0,951	0,00	0,00	0,00	0,00
3	59	t700	0,636	41,49	0,00	0,00	0,00
4							
5							
6							
7							
8							
9							
10							
11							
12							
13							
14							
15							
16							
17							

* Hodnoty platí pro vyšetřovaný řez

Prohlášení o zodpovědnosti

Veškeré rady, informace, instrukce či doporučení jsou poskytovány v dobré víře, ale CompoTech ručí pouze za to, že písemné informace jsou poskytovány na základě odpovídajících znalostí a s příslušnou péčí. CompoTech nepřijímá žádné další závazky ani zodpovědnost. Veškeré informace podléhají obchodním podmínkám firmy CompoTech, které je na vyžádání možné obdržet od firmy CompoTech nebo si je prohlédnout na internetových stránkách <http://www.compotech.com>.

CompoTech výrazně doporučuje, aby si zákazníci provedli příslušné testy materiálů nebo zboží dodaného firmou CompoTech pro ověření jejich vhodnosti pro zamýšlené použití. Součástí takového testování by měly být i testy v podmínkách co nejvíce podobných podmínkám, jímž bude výsledný komponent vystaven. CompoTech se výslovně zřiká jakýchkoliv záruk na vhodnost svého zboží pro jiné účely, než jaké CompoTech písemně uvádí. CompoTech si vyhrazuje právo bez oznámení změnit nepsané detaily specifikace. Zákazníci by proto měli vycházet z nejnovějších informací poskytnutých firmou CompoTech nebo z informací uvedených na internetových stránkách firmy CompoTech.